

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 KAJIAN PENELITIAN

Sebelumnya telah ada dilakukan penelitian-penelitian mengenai analisa CFD pada sayap pesawat. Hidayat, M (2012) melakukan penelitian pada airfoil NACA 0021 yang memiliki profil simetris dengan input kecepatan, viskositas, dan densitas fluida untuk mengetahui sebaran kecepatan dan tekanan di sepanjang airfoil. Penelitian ini menyajikan studi komputasi dengan variasi nilai sudut serang 0° , 3° , 6° , 9° , 12° dan 15° dengan menggunakan *software* ANSYS Fluent. Penelitian memberikan kesimpulan bahwa kecepatan rata-rata dan tekanan rata-rata pada airfoil meningkat pada sudut serang 0° , 3° , 6° , tetapi kemudian cenderung menurun pada sudut serang 9° , 12° , dan 15° . Penambahan nilai sudut serang juga berpengaruh pada meningkatnya gaya angkat, dengan nilai maksimum terjadi pada sudut 12° , setelah itu nilainya cenderung menurun.

Penelitian lain yang dilakukan oleh Phabhakar dan Ohri (2013) pada airfoil NACA 2412 yang dilengkapi dengan komponen pendukung *Micro Air Vehicle* (MAV), yaitu *slat* dan *flap* yang disebut dengan MAV NACA 2412 *wing*. Profil yang digunakan pada *slat* yaitu NACA 2415 dan pada *flap* menggunakan NACA 2412. Penelitian tersebut bertujuan untuk memperoleh nilai gaya angkat terbesar pada saat pesawat lepaslandas (*take-off*). Dari hasil penelitian tersebut dibuktikan bahwa konfigurasi yang tepat pada sayap adalah pada saat *flap* memanjang sampai posisi 40° . Sudut *stall* yang diperoleh adalah sebesar 54° sementara jika sayap tidak dilengkapi dengan MAV, sudut *stall* yang diperoleh adalah sebesar 20° . Ini membuktikan bahwa MAV dapat mempertahankan gaya angkat pada sudut serang yang besar dibandingkan jika sayap tidak dilengkapi MAV.

Sementara itu, Patel, S.K *et al* (2014) melakukan penelitian terhadap airfoil NACA 0012 pada kondisi subsonik dengan variasi nilai sudut serang (*angle of attack*) 0^0 dan 6^0 dengan menggunakan *software* ANSYS 14. Penelitian tersebut bertujuan untuk memperoleh perbandingan nilai gaya angkat dan gaya hambat, serta nilai koefisien gaya angkat (C_l) dan koefisien gaya hambat (C_d). Dari hasil penelitian tersebut didapatkan hasil grafik yang linier, dimana semakin besar nilai sudut serang pada airfoil, maka semakin besar pula nilai gaya angkat dan koefisien gaya angkat. Tentunya nilai gaya hambat dan koefisien gaya hambat juga turut meningkat, tetapi nilainya berbanding jauh dengan nilai gaya angkat.

Pada penelitian ini, akan diuraikan mengenai profil airfoil pada pesawat Boeing 737-800 terhadap koefisien *lift* (C_l) dan koefisien *drag* (C_d) pada variasi sudut serang dengan menggunakan *software* Solidworks dan ANSYS Fluent. Pada penelitian ini juga akan dibahas pengaruh aliran subsonik pada airfoil yang belum banyak dibahas pada penelitian sebelumnya.

2.2 DASAR AERODINAMIKA

Dalam perancangan sebuah pesawat, hal yang paling penting adalah membuat perkiraan awal untuk karakteristik aerodinamis pesawat. Aliran udara yang melewati sebuah pesawat harus dialihkan dari jalur aslinya. Hal inilah yang menyebabkan terjadinya perubahan kecepatan udara. Persamaan Bernoulli menunjukkan bahwa kecepatan udara akan mempengaruhi tekanan yang diberikan udara terhadap pesawat. Selain itu, viskositas udara juga menimbulkan gaya gesek yang cenderung menahan aliran udara (Houghton, 2013).

Pada prinsipnya, saat pesawat sedang terbang di udara, ada 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yaitu:

- a. *Thrust* atau gaya dorong, adalah gaya yang dihasilkan oleh kerja mesin (*powerplant*) atau baling-baling (*propeller*) yang mendorong udara ke belakang agar pesawat dapat melaju ke depan.

- b. *Drag* atau gaya hambat, adalah gaya yang berlawanan dengan gaya dorong yang menahan laju pesawat, yang disebabkan oleh sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. *Drag* dapat sangat merugikan karena menghambat laju pesawat, tetapi juga bermanfaat apabila pesawat sedang melakukan pengereman.
- c. *Lift* atau gaya angkat, adalah gaya yang dihasilkan dari efek dinamis oleh udara yang beraksi di sayap pesawat. Dengan memanfaatkan *drag* dan mengalirkan udara ke bagian bawah sayap sehingga menghasilkan gaya angkat dan menerbangkan pesawat tersebut.
- d. *Weight* atau gaya berat, adalah kombinasi dari berat pesawat itu sendiri, penumpang, bahan bakar, dan barang muatan di kargo atau bagasi yang mempengaruhi pesawat untuk bergerak kembali ke daratan.



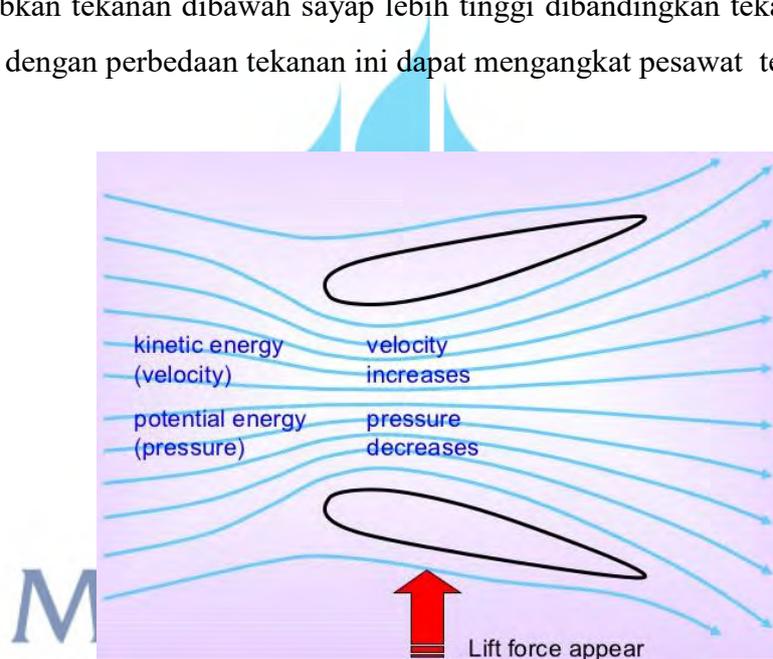
Gambar 2.1 Gaya-gaya pada pesawat
(Sumber: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2008)

Saat pesawat sedang terbang jelajah (*cruise*) pada kecepatan dan ketinggian konstan, keempat gaya tersebut akan berada dalam posisi yang seimbang ($T = D$ dan $L = W$). Sedangkan saat pesawat lepas landas dan mendarat, terjadi akselerasi dan deselerasi berdasarkan prinsip Hukum II Newton (Houghton, 2013).

Terdapat tiga teori yang menjelaskan mengenai fenomena terjadinya gaya angkat pada pesawat, yaitu prinsip Bernoulli, Hukum III Newton, dan efek Coanda. Sayap pesawat memiliki kontur potongan melintang yang disebut airfoil. Pada airfoil, permukaan atas sedikit melengkung membentuk kurva cembung, sedangkan permukaan

bawah relatif datar. Bila aliran udara mengenai kontur airfoil ini, maka ada kecenderungan bahwa udara bagian atas akan memiliki kecepatan lebih tinggi dari bagian bawah. Hal ini disebabkan karena udara bagian atas harus melewati jarak yang lebih panjang (permukaan atas airfoil adalah cembung) dibandingkan udara bagian bawah (Anderson, 2001).

Prinsip Bernoulli menyatakan bahwa semakin tinggi kecepatan fluida (untuk ketinggian yang relatif sama), maka tekanannya akan mengecil, dan begitu juga sebaliknya. Hal inilah yang menciptakan gaya angkat pada pesawat karena kecepatan udara diatas sayap lebih tinggi daripada kecepatan udara dibawah sayap, yang menyebabkan tekanan dibawah sayap lebih tinggi dibandingkan tekanan diatas sayap sehingga dengan perbedaan tekanan ini dapat mengangkat pesawat terbang ke udara.



Gambar 2.2 Penerapan prinsip Bernoulli pada airfoil
(Sumber: Basic Aerodynamics, 2011)

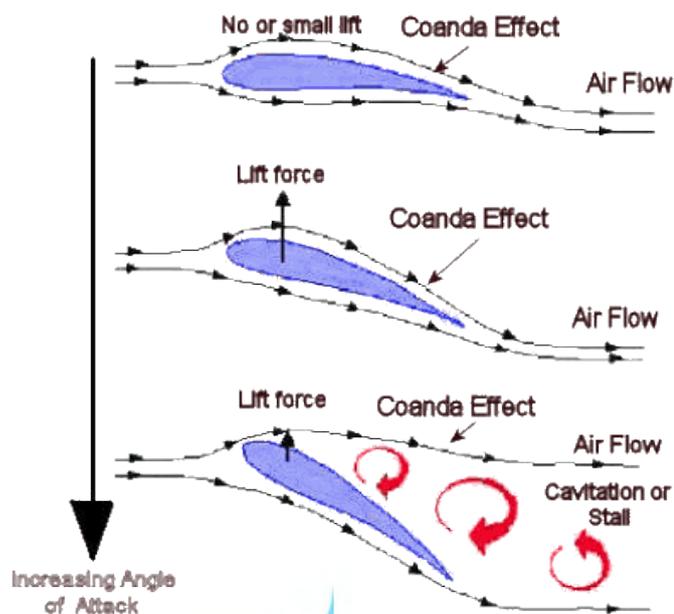
Penjelasan Hukum III Newton menekankan pada prinsip perubahan momentum manakala udara dibelokkan oleh bagian bawah sayap pesawat. Dari prinsip aksi-reaksi, muncul gaya pada bagian bawah sayap yang besarnya sama dengan gaya yang diberikan sayap untuk membelokkan udara (*downwash*). Sedangkan penjelasan menggunakan efek Coanda menekankan pada beloknya kontur udara yang mengalir di bagian atas sayap. Bagian atas sayap pesawat yang cembung memaksa udara untuk mengikuti kontur tersebut. Pembelokan kontur udara tersebut dimungkinkan karena adanya daerah tekanan rendah pada bagian atas sayap pesawat atau dengan kata lain pembelokan

kontur udara tersebut menciptakan daerah tekanan rendah. Perbedaan tekanan tersebut menciptakan perbedaan gaya yang menimbulkan gaya angkat.

Dalam kondisi penerbangan yang sebenarnya, pesawat tidak dapat terus-menerus bergerak secara datar di suatu ketinggian dan menjaga nilai sudut serang (*angle of attack*) yang sama jika kecepatan ditambah. Pesawat akan terus menanjak sebagai hasil dari penambahan kecepatan. Sehingga untuk menjaga pesawat tetap dalam kondisi datar dan lurus, pada saat kecepatan ditambah, maka *angle of attack* harus dikurangi, normalnya dengan menurunkan hidung (*nose*) pesawat. Sebaliknya, pada saat kecepatan dikurangi, pesawat akan membutuhkan penambahan *angle of attack* untuk menjaga lift yang cukup agar bisa menahan pesawat tetap terbang. Kesimpulannya, untuk setiap *angle of attack* ada kecepatan (*indicated airspeed*) tertentu untuk menjaga ketinggian pesawat tetap steady dan tidak berakselerasi pada saat semua faktor konstan.

Lift dan *drag* juga berubah-ubah sesuai dengan kondisi kerapatan udara (*density*). Kerapatan udara dipengaruhi oleh beberapa faktor, seperti tekanan, suhu, dan kelembaban. Pada ketinggian 18.000 kaki, kerapatan udara hanya setengah dari kerapatan udara di atas permukaan laut. Udara yang hangat memiliki kerapatan yang lebih kecil dibandingkan dengan udara yang dingin, dan udara yang lembab juga memiliki kerapatan yang lebih kecil dibandingkan dengan udara yang kering. Maka sewaktu udara panas dan lembab, pesawat harus terbang dengan kecepatan yang lebih besar dengan *angle of attack* tertentu dibandingkan saat terbang di udara yang dingin dan kering.

Jika faktor kerapatan berkurang dan total *lift* harus sama dengan total *weight* pada saat terbang, maka salah satu faktor harus ditambahkan. Faktor yang biasanya ditambahkan adalah kecepatan atau *angle of attack*, karena kedua faktor ini dapat dipantau atau dikendalikan langsung oleh penerbang.

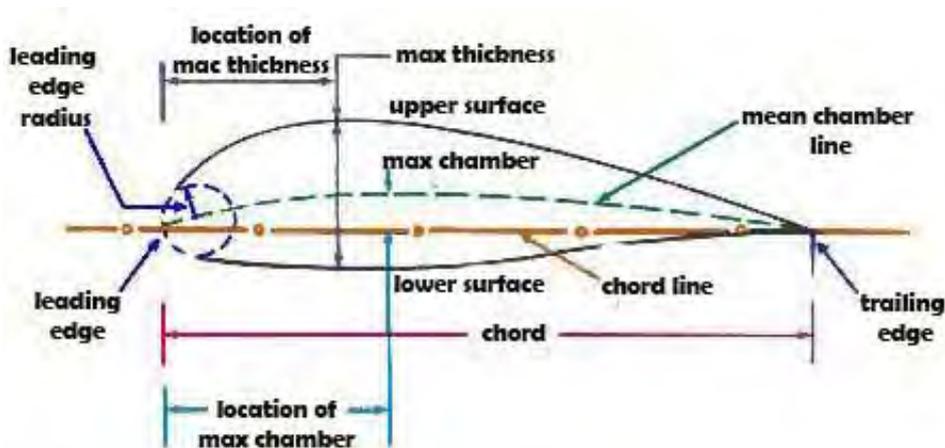


Gambar 2.3 Efek Coanda

(Sumber: DiscoverHover: Bernoulli's Principle and The Coanda Effect, 2004)

2.3 TERMINOLOGI DAN TEORI AIRFOIL

Airfoil adalah bentuk geometri sayap pesawat yang akan menghasilkan gaya angkat atau efek aerodinamika apabila melewati suatu aliran udara. Airfoil merupakan bentuk dari potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus sayap terhadap pesawat.



Gambar 2.4 Terminologi airfoil
(Sumber: Dynamic Flight, 2002)

Dari gambar terminologi airfoil diatas, dapat dijelaskan lebih rinci sebagai berikut:

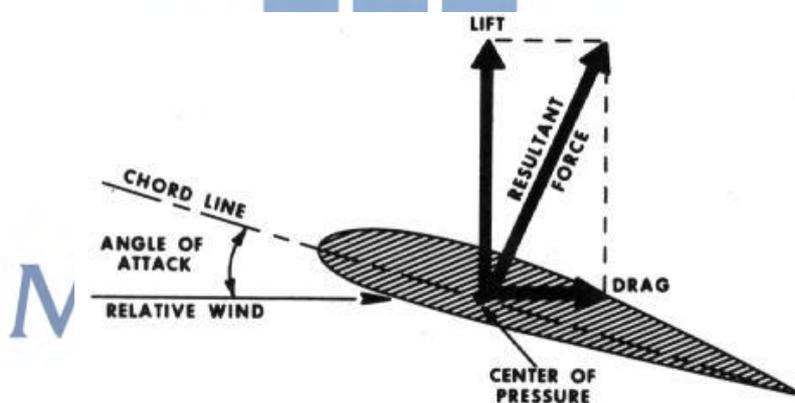
- a. *Leading edge*, merupakan bagian permukaan paling depan dari airfoil.
- b. *Trailing edge*, merupakan bagian permukaan paling belakang dari airfoil.
- c. *Mean chamber line*, merupakan garis pertengahan yang membagi sama besar antara permukaan bagian atas dan permukaan bagian bawah dari airfoil.
- d. *Chord line*, merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*.
- e. *Chord*, merupakan perpanjangan dari *chord line* mulai dari *leading edge* hingga *trailing edge*. Dengan kata lain, *chord* adalah karakteristik dimensi *longitudinal* dari suatu airfoil.
- f. *Maximum chamber*, merupakan jarak antara *mean chamber line* dengan *chord line*. *Maximum chamber* membantu mendefinisikan bentuk dari *mean chamber line*.
- g. *Maximum thickness*, merupakan ketebalan maksimum dari suatu airfoil, dan menunjukkan persentase dari *chord*. *Maximum thickness* membantu mendefinisikan bentuk dari airfoil dan juga performa dari airfoil tersebut.
- h. *Leading edge radius*, adalah jari-jari yang terbentuk oleh lekukan *leading edge*.

Dalam mendesain suatu airfoil dikenal dengan adanya *Kutta condition*, dimana keadaan tersebut mencakup 3 pernyataan, yaitu sebagai berikut:

- a. Untuk airfoil dengan sudut serang tertentu maka harga sirkulasi yang mengelilingi airfoil adalah sedemikian rupa sehingga aliran yang meninggalkan *trailing edge* adalah *smooth*.
- b. Jika *trailing edge* berbentuk lancip, maka *trailing edge* adalah titik stagnasi.
- c. Jika *trailing edge* memiliki jari-jari tertentu maka kecepatan yang meninggalkan permukaan atas dan permukaan bawah *trailing edge* akan berharga tertentu dan bernilai sama, baik besar dan arahnya (Harahap dan Sasongko, 2003).

2.4 SUDUT SERANG (*ANGLE OF ATTACK*)

Sudut serang atau angle of attack (AoA) adalah sudut yang dibentuk antara arah aliran udara (*relative wind*) dengan *chord line* pada airfoil atau sayap pesawat. Biasanya diberi dengan tanda α (*alpha*). Untuk airfoil simetris, nilai *lift* akan nol apabila sudut serang nol, sedangkan untuk airfoil tidak simetris walaupun sudut serang nol tetapi *lift* tetap ada. Saat airfoil mulai bergerak ke atas, nilai *angel of attack* naik, dan nilai gaya angkat (*lift*) juga akan naik sampai titik kritis *angle of attack* tercapai. Jika *angle of attack* terus dinaikan melebihi titik kritis tersebut, maka nilai *lift* akan turun secara drastis dan kemudian terjadi *stall*. Kehilangan kendali (*loss of control*) merupakan akar utama penyebab kecelakaan yang terjadi di dunia penerbangan. Lebih dari 25 persen kecelakaan penerbangan disebabkan saat penerbang melakukan fase manuver. Dari kecelakaan tersebut, hampir dari setengahnya akibat kehilangan gaya angkat (*lift*) atau *stall*. Oleh sebab itu, sudut serang merupakan dasar untuk memahami berbagai aspek yang terjadi pada prestasi terbang, stabilitas, dan kendali pesawat.



Gambar 2.5 Sudut serang (*Angle of attack*)
(Sumber: Flight Training Handbook, 1965)

2.5 KOEFISIEN *LIFT* DAN *DRAG*

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

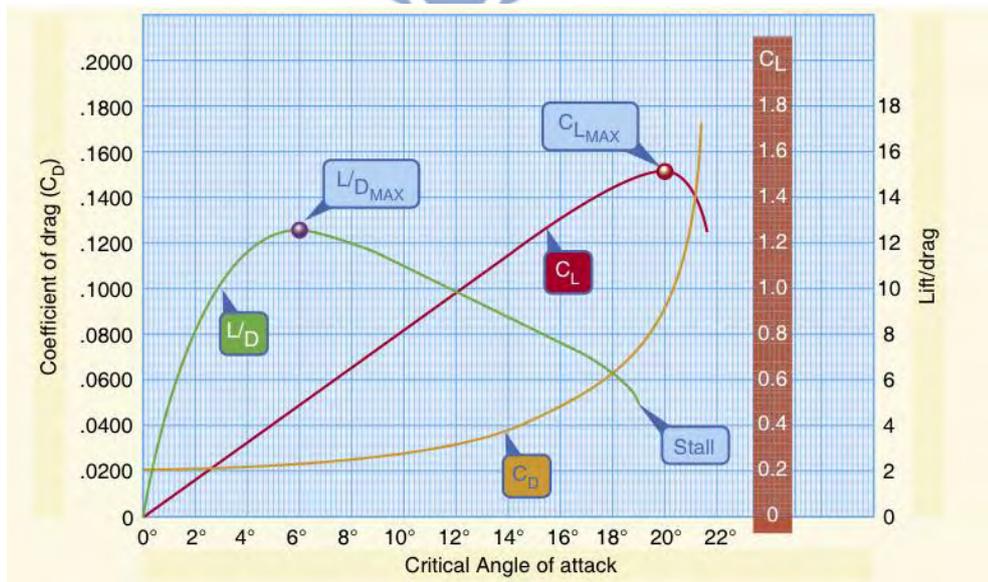
$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (2.1)$$

dimana C_L adalah koefisien *lift*, F_L (N) adalah gaya *lift*, ρ (kg/m^3) adalah massa jenis fluida, v (m/s) adalah kecepatan aliran fluida, dan S (m^2) adalah luas permukaan benda (airfoil).

Selain koefisien *lift*, pada airfoil juga terdapat koefisien *drag*. Koefisien *drag* adalah koefisien hambatan yang menunjukkan seberapa besar suatu benda dapat melawan hambatan fluida. Semakin kecil nilai dari koefisien *drag*, maka semakin mudah suatu benda untuk melawan hambatan fluida. Koefisien *drag* didapatkan pada persamaan berikut:

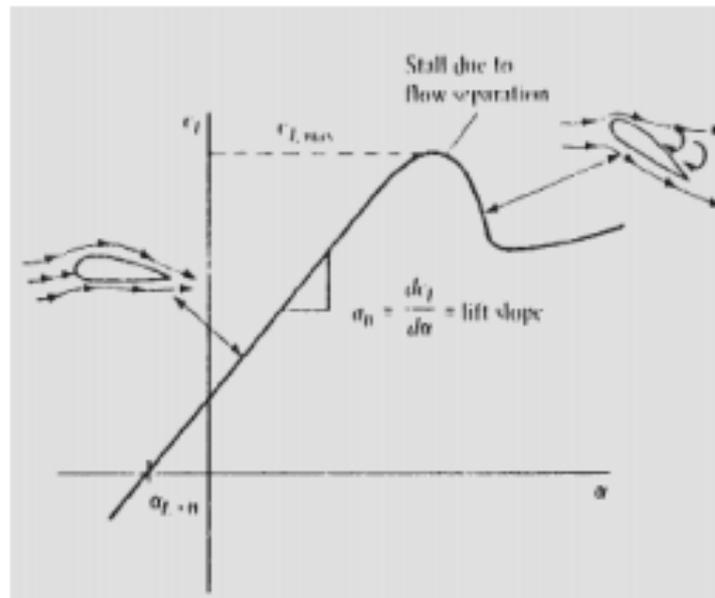
$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (2.2)$$

dimana C_D adalah koefisien *drag*, F_D (N) adalah gaya *lift*, ρ (kg/m^3) adalah massa jenis fluida, v (m/s) adalah kecepatan aliran fluida, dan S (m^2) adalah luas permukaan benda (airfoil).



Gambar 2.6 Hasil eksperimen C_d terhadap sudut serang
(Sumber: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2008)

Dari grafik diatas utamanya C_l , grafik yang terbentuk dari sudut serang 0° sampai 20° memberikan trend linier, kemudian dari sudut serang 20° keatas terjadi bentuk grafik polynomial karena terjadi perubahan. Pada C_d bentuk grafik dari sudut serang 0° sampai 12° , grafik berbentuk polynomial, dari 12° sampai 18° grafik berbentuk linier dan grafik tersebut terus mengalami kenaikan.



Gambar 2.7 Grafik grafik C_l terhadap sudut serang
(Sumber: Fundamental of Aerodynamics, 2007)

Data sejenis juga dapat dilihat pada gambar 2.7, suatu hasil eksperimen yang pernah dilakukan oleh John D. Anderson, Jr. Tabel dan grafik yang baik bisa memberikan penjelasan dengan sendirinya, namun sering perlu tambahan sedikit narasi untuk mempermudah pembaca dalam memahaminya. Hasil akan lebih sempurna jika diberi perbandingan dengan penelitian lain yang serupa.

2.6 SIFAT ALIRAN

Pengamatan yang mendalam mengenai struktur molekul dari material mengungkapkan bahwa zat-zat yang biasanya dianggap sebagai benda padat, memiliki jarak antar molekul yang rapat dengan gaya-gaya kohesi antar molekul yang besar, yang memungkinkan sebuah benda padat mempertahankan bentuknya dan tidak mudah

untuk mengalami deformasi. Namun untuk zat-zat yang dianggap sebagai cairan, memiliki molekul yang agak terpisah, gaya antar molekulnya lebih lemah dibandingkan daripada benda padat dan molekulnya memiliki pergerakan yang bebas. Sehingga zat cair lebih mudah untuk dideformasi. Gas memiliki jarak antar molekul yang lebih besar dan gerakan yang bebas dengan gaya antar molekul yang dapat diabaikan, sehingga sangat mudah terdeformasi. Secara khusus fluida didefinisikan sebagai zat yang berdeformasi terus-menerus selama dipengaruhi tegangan geser.

Beberapa sifat fluida yang sangat berkaitan dengan perilaku fluida adalah jelas bahwa fluida yang berbeda secara umum memiliki sifat yang berbeda. Misalnya gas-gas bersifat ringan dan dapat dimampatkan, sementara zat cair relatif tidak dapat dimampatkan. Sifat-sifat fluida yang memegang peranan penting dalam analisis perilaku fluida antara lain adalah kerapatan, berat jenis, dan viskositas (Munson, 2009).



2.7 ALIRAN FLUIDA

Fluida dapat didefinisikan sebagai suatu zat yang terus menerus berubah bentuk apabila mengalami tegangan geser fluida tidak mampu menahan tegangan geser tanpa berubah bentuk. Kendatipun demikian ada bahan-bahan seperti oli, cat, ter, dan larutan polimer yang menunjukkan karakteristik entah zat padat atau fluida tergantung dari tegangan geser yang dialami (White, 1998).

Umumnya makin besar laju deformasi fluida, makin besar pula tegangan geser untuk fluida tersebut. Viskositas atau kekentalan adalah ukuran untuk menyatakan hambatan atau kekentalan fluida terhadap deformasi. Definisi tentang fluida ini mengingatkan bahwa tegangan geser ada bila sebuah fluida sedang mengalami deformasi. Air dalam sebuah wadah yang digerakkan atau dirotasikan dengan kecepatan atau percepatan konstan tidak akan menunjukkan deformasi sehingga tidak mengalami tegangan geser. Namun agar tegangan geser itu ada, fluida harus viskos sebagaimana karakteristik yang ditunjukkan oleh semua fluida sejati. Fluida ideal boleh didefinisikan sebagai fluida yang tidak viskos. Jadi tegangan geser pada fluida ideal tidak ada, bahkan meskipun fluida itu mengalami deformasi. Walaupun fluida yang

tidak viskos tidak pernah ada studi tentang fluida seperti ini penting sekali untuk rekayasa karena perilaku fluida viskos sering ideal dapat dijabarkan analisis terhadap gerak fluida yang ideal tersebut.

2.7.1 Aliran Termampatkan dan Tidak Termampatkan

Aliran tidak termampatkan merupakan aliran dimana densitas fluidanya tidak berubah di dalam medan aliran (*flow field*), misalnya aliran air. Nilai modulus elastisitas untuk zat cair adalah sangat besar sehingga perubahan volume karena perubahan tekanan adalah sangat kecil. Bentuk persamaan Bernoulli untuk aliran yang tidak termampatkan adalah sebagai berikut:

$$\frac{v}{2} + \phi + w = \text{konstan} \quad (2.3)$$

dimana v adalah kecepatan fluida, ϕ adalah energi potensial gravitasi per satuan massa; jika gravitasi konstan, maka $\phi = gh$, dan w adalah entalpi fluida per satuan massa (Batchelor, 1967).

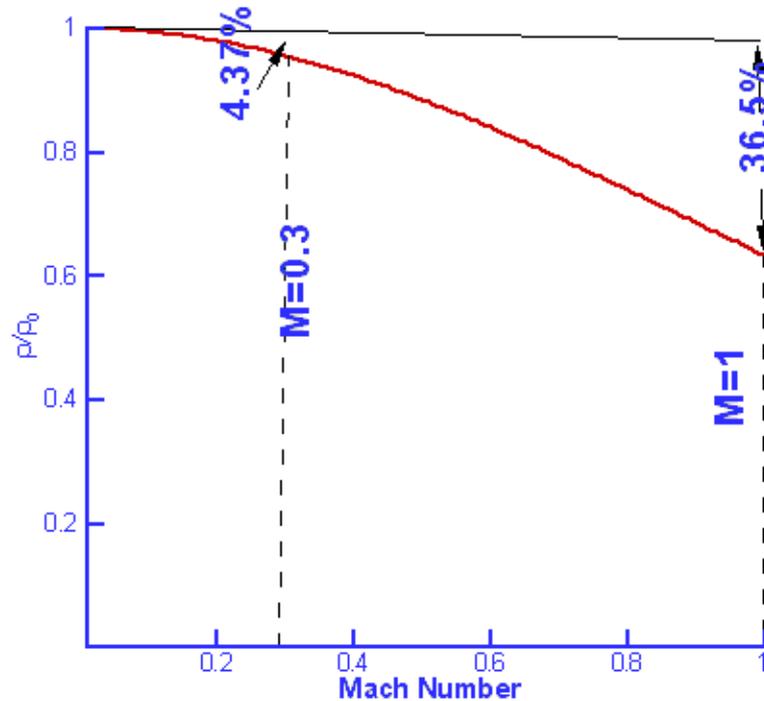
Sedangkan aliran termampatkan merupakan aliran dimana densitas fluidanya berubah di dalam medan aliran. Persamaan Bernoulli untuk aliran yang termampatkan adalah sebagai berikut:

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (2.4)$$

dimana P adalah tekanan fluida, ρ adalah densitas fluida, dan v adalah kecepatan fluida per satuan massa (Triatmojo, 2003).

Perbedaan antara aliran termampatkan dan tidak termampatkan di udara juga dapat dilihat dari perbedaan bilangan Mach (rasio kecepatan aliran dengan kecepatan udara). Bilangan Mach harus lebih dari 0,3 sehingga dianggap sebagai aliran termampatkan. Jika kecepatan aliran kurang dari 0,3 Mach, maka aliran tersebut dianggap sebagai aliran tidak termampatkan. Walaupun gas termasuk fluida yang termampatkan, perubahan densitas yang terjadi pada kecepatan rendah mungkin tidak terlalu besar. Perubahan densitas udara dipresentasikan dalam ρ/ρ_0 , dimana ρ_0 adalah densitas udara pada kecepatan nol (Houghton, 2013).

Untuk bilangan Mach sampai 0,3, maka perubahan densitas berada pada 4,37 %. Tetapi jika bilangan Mach meningkat melampaui 0,3, maka perubahan densitas menjadi cukup besar. Pada angka 1 Mach, perubahan densitas tersebut naik hingga 36,5 %.



Gambar 2.8 Perubahan densitas terhadap bilangan Mach (Sumber: Aerodynamics for Engineering Students, 2013)

2.7.2 Aliran Tunak dan Tidak Tunak

Aliran tunak (*steady flow*) terjadi jika kecepatannya tidak terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran selalu konstan dari waktu ke waktu. Sedangkan aliran tidak tunak (*unsteady flow*) terjadi jika kecepatannya terpengaruh oleh waktu. Dengan demikian jika ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran selalu berubah-ubah dari waktu ke waktu (Munson, 2009).

2.7.3 Aliran Laminar, Transisi, dan Turbulen

Aliran fluida dikatakan laminar apabila lapisan fluida bergerak dengan kecepatan yang sama, dengan lintasan partikel yang tidak memotong atau menyilang, atau dapat

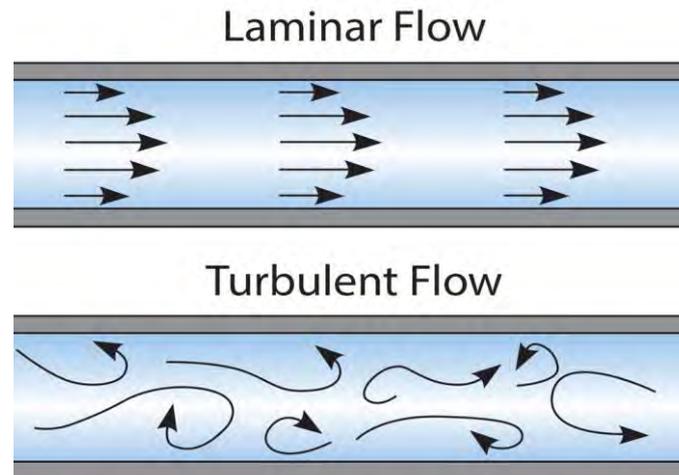
dikatakan bahwa aliran laminar ditandai dengan tidak adanya fluktuasi di dalam aliran fluida. Aliran ini dapat terjadi jika fluida memiliki kecepatan rendah atau kekentalan yang besar. Pengaruh kekentalan sangat besar sehingga dapat mengurangi gangguan yang dapat menyebabkan terjadinya aliran turbulen. Dengan berkurangnya kekentalan dan bertambahnya kecepatan aliran fluida, maka daya redam terhadap gangguan akan berkurang, yang sampai pada batas tertentu akan menyebabkan terjadinya transisi dari aliran laminar ke aliran turbulen (Triatmojo, 2013).

Pada aliran turbulen pergerakan partikel-partikel fluida yang tidak menentu dikarenakan fluida mengalami campuran serta putaran partikel antar lapisan, dan dapat mengakibatkan saling tukar momentum dari satu bagian fluida dan kebagian fluida lainnya dalam skala yang begitu besar. Dalam keadaan turbulen maka akan terjadi peningkatan tegangan geser yang merata diseluruh aliran fluida sehingga akan menghasilkan kerugian-kerugian aliran.

Faktor yang mempengaruhi aliran laminar dan turbulen adalah bilangan Reynolds. Bilangan Reynolds merupakan rasio antara gaya inersia terhadap gaya viskos yang mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu. Bilangan Reynolds didapatkan dari persamaan sebagai berikut:

$$Re = \frac{\rho v_s L}{\mu} = \frac{v_s L}{\nu} \quad (2.5)$$

dimana, ρ adalah densitas fluida, v_s adalah kecepatan fluida, L adalah panjang karakteristik, ν adalah viskositas kinematik fluida ($\nu = \mu / \rho$), dan μ adalah viskositas absolut fluida dinamis. Dengan bertambahnya nilai bilangan Reynolds, baik karena bertambahnya kecepatan aliran fluida atau berkurangnya kekentalan fluida, akan menyebabkan aliran laminar menjadi tidak stabil.



Gambar 2.9 Aliran Laminar dan Aliran Turbulen
(Sumber: The Physiology of Compressed Gas Diving, 2016)

Berdasarkan hasil percobaan aliran fluida di dalam pipa, maka ditetapkan untuk nilai bilangan Reynolds di bawah 2000 merupakan batas aliran laminar dan nilai di atas 4000 merupakan aliran turbulen. Sedangkan jika nilai bilangan Reynolds diantara kedua nilai tersebut, maka dinyatakan sebagai aliran transisi ($2000 < Re < 4000$). Bilangan Reynolds pada kedua nilai di atas ($Re = 2000$ dan $Re = 4000$) disebut dengan batas kritis bawah dan batas kritis atas (Triatmojo, 2013).

2.8 BILANGAN MACH

Dalam mekanika fluida, bilangan Mach adalah angka tak berdimensi mewakili kecepatan obyek bergerak melalui udara atau fluida lainnya dibagi dengan kecepatan lokal suara. Hal ini biasanya digunakan untuk mewakili kecepatan objek ketika bergerak dekat dengan atau di atas kecepatan suara. Bilangan Mach adalah parameter domain dalam analisis kompresibel, dengan berbagai efek tergantung pada nilainya. Para ahli aerodinamika telah membuat perbedaan antara berbagai rentang bilangan Mach dan klasifikasinya sebagai berikut:

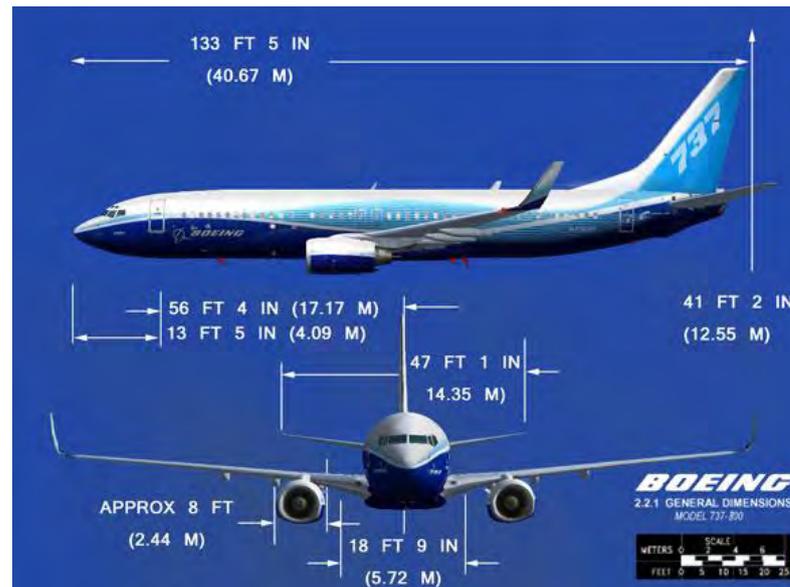
- a. $Ma < 0,3$ = aliran tidak termampatkan, sehingga efek kerapatan dapat diabaikan.
- b. $0,3 < Ma < 0,8$ = aliran subsonik; efek kerapatan fluida penting,

- tapi gelombang kejut yang muncul kecil.
- c. $0,8 < Ma < 1,2$ = aliran transonik; *wake* pertama kali muncul, membagi wilayah subsonik dan supersonik. Penerbangan di wilayah transonik sulit karena campuran karakter medan aliran
- d. $1,3 < Ma < 3,0$ = aliran supersonik
- e. $3,0 < Ma$ = aliran hipersonik; *wake* dan aliran lainnya mengalami perubahan yang sangat kuat.

Nilai – nilai numerik yang tercantum di atas adalah panduan kasar. Kelima kategori aliran sesuai untuk aerodinamis eksternal pada kecepatan tinggi (White, 1998).

2.9 SISTEM KENDALI TERBANG PESAWAT BOEING 737-800 NEXT GENERATION

Pesawat Boeing 737-800 *Next Generation* (NG) merupakan pesawat penumpang komersial untuk penerbangan jarak dekat dan jauh. Pertama kali dibuat pada tahun 2001 dan resmi mengudara pada tahun 2007. Pesawat 737-800 merupakan salah satu varian 737 NG yang paling populer dan paling sukses. Dalam pembuatan pesawat ini, dilakukan perubahan dengan merancang sayap baru, peralatan elektronik yang baru dan rancangan ulang mesin pesawat. Pesawat 737-800 NG dilengkapi dengan teknologi - teknologi dari Boeing 777, *cockpit* berteknologi tinggi, sistem kabin pesawat yang baru, dengan penambahan *winglet* yang mengurangi biaya bahan bakar dan memperbaiki proses *take-off* pesawat. Pesawat 737-800 NG boleh dikatakan sebagai sebuah model baru kerana ciri-cirinya yang banyak berbeda dengan seri-seri yang lama. Sistem kendali terbang (*flight control*) pada pesawat berguna untuk memposisikan pesawat pada ketinggian yang diperlukan. Sistem kendali terbang memiliki bagian-bagian yang bergerak pada sayap dan ekor pesawat. Ada 2 tipe sistem kendali terbang, yaitu *primary flight control* dan *secondary flight control*.



Gambar 2.10 Dimensi pesawat Boeing 737-800 NG (Sumber: <https://ivaous.org/academy/index.php/pilotmenu/atp-airline-transport-pilot/boeing-737-800>, 2013)

2.9.1 Primary Flight Control

Primary flight control berfungsi untuk mengendalikan pesawat pada 3 sumbu utama, yaitu lateral, longitudinal, dan vertikal. *Primary flight control* memiliki 3 bagian, yaitu:

1. Aileron

Aileron adalah kontrol penerbangan permukaan berengsel yang melekat pada *trailing edge* dari tiap sayap dari pesawat sayap tetap. *Aileron* digunakan untuk mengontrol pesawat pada sumbu longitudinal. Gerakan pada sumbu ini disebut '*rolling*' atau '*banking*'.

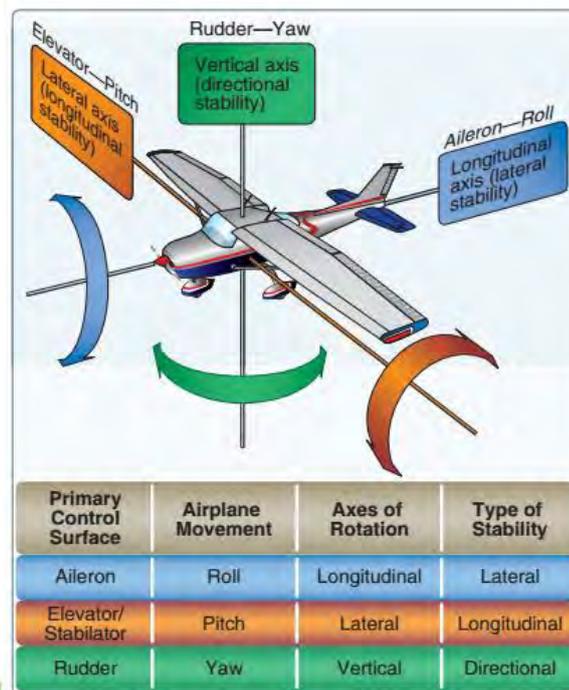
2. Rudder

Rudder adalah perangkat kendali terbang yang bergerak pada sumbu vertikal. Gerakan pada *rudder* disebut dengan '*yawing*'. *Rudder* ditempatkan di fin atau sirip bagian belakang pesawat.

3. Elevator

Elevator adalah salah satu bagian pesawat terbang yang terdapat di ekor pesawat. Elevator berbentuk sirip horizontal yang memiliki fungsi kontrol mengarahkan badan pesawat naik atau turun dan selanjutnya mengangkat atau

menurunkan ketinggian pesawat dengan mengubah sudut kontak sayap pesawat. Gerakan elevator adalah ke atas dan ke bawah atau disebut dengan ‘*pitching*’. Bila elevator bergerak ke atas, kontak elevator dengan udara akan menekan turun bagian ekor pesawat, secara otomatis, hidung pesawat akan mengarah ke atas. Ini akan menyebabkan sayap pesawat mengangkat ketinggian badan pesawat karena sudut kontak sayap pesawat dengan udara bertambah.



Gambar 2.11 *Primary flight control*
(Sumber: Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2008)

2.9.2 Secondary Flight Control

Secondary flight control berfungsi untuk meningkatkan gaya angkat pesawat dan juga sebagai bidang kendali tambahan untuk membantu kinerja *primary flight control* saat terbang, lepas landas, dan mendarat. Ada beberapa bagian pesawat yang termasuk dalam sistem *secondary flight control*, yaitu:

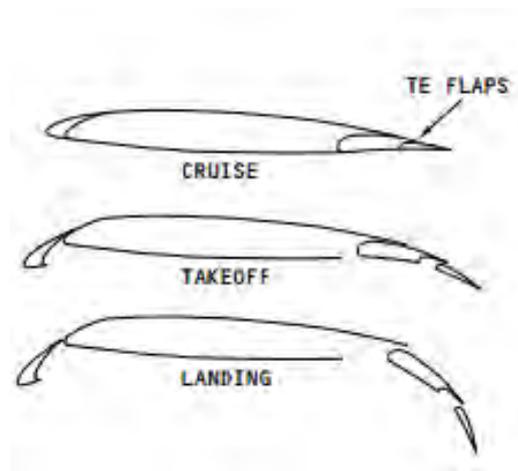
1. *Slat*

Slat merupakan salah satu piranti daya angkat-tinggi (*high-lift devices*) yang terletak pada *leading edge* sayap pesawat. Fungsi *slat* adalah menaikkan nilai *angle of attack* maksimum. Pada saat *take off* atau *landing*, nilai *angle of attack* (AoA) pesawat sangat besar mendekati AoA maksimum/ AoA *stall*. Maka *slat*

digunakan agar menambah gaya angkat dengan *angle of attack* yang tinggi. Pada penerbangan yang normal, *slat* digunakan untuk mengurangi gaya hambat.

2. *Flap*

Flap merupakan salah satu piranti daya angkat-tinggi (*high-lift devices*) yang terletak di *trailing edge* sayap pesawat. *Flap* berfungsi untuk mengurangi kecepatan pada pesawat udara sehingga dapat aman diterbangkan dan untuk menambah sudut serang pada saat mendarat tanpa meningkatkan kecepatan. *Flap* digunakan untuk mempercepat jarak *take off* dan *landing* pada pesawat. Pemanjangan flap akan menambah luas *chamber* atau lengkungan dari airfoil untuk meningkatkan koefisien gaya angkat yang maksimum. *Flap* membuat pesawat terbang menghasilkan *lift* dengan kecepatannya rendah dan mengurangi kecepatan stall pada pesawat. Pada beberapa pesawat flap berguna untuk menambah sudut pesawat yang meningkatkan pandangan pilot pada landasan pacu ketika hidung pesawat terangkat saat pesawat mendarat.



Gambar 2.12 Posisi *flap* Boeing 737-800 NG
(Sumber: ATA Chapter 27 Boeing 737-800, 2013)

3. *Spoiler*

Spoiler terletak di bagian tengah sayap, di antara *trailing edge flaps* dan *leading edge flaps*, berfungsi untuk menghilangkan gaya angkat dan memperbesar gaya hambat sebagai rem yang memperpendek jarak tempuh saat mendarat. Ada 2 jenis spoiler yang terdapat pada sayap pesawat, yaitu *flight spoiler* dan *ground spoiler*.

2.10 SIMULASI *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC*

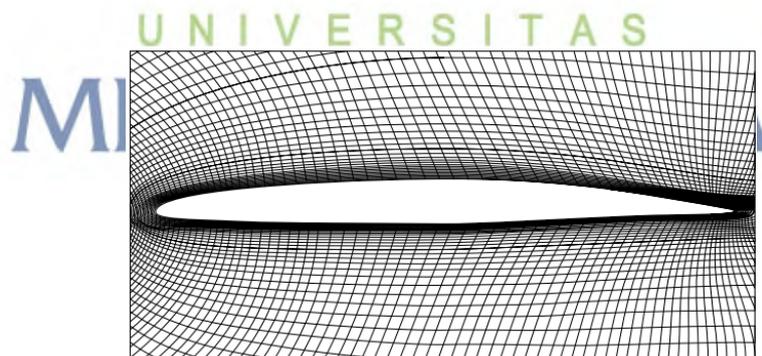
Simulasi adalah tiruan dari sebuah sistem dinamis dengan menggunakan model komputer yang digunakan untuk melakukan evaluasi dan meningkatkan kinerja sistem. Simulasi juga dapat diartikan sebagai suatu sistem yang digunakan untuk memecahkan atau menguraikan persoalan-persoalan dalam kehidupan nyata yang penuh dengan ketidakpastian dengan atau tidak menggunakan metode tertentu, dan lebih ditekankan pada pemakaian komputer untuk mendapatkan solusi. Penggunaan sistem maya sebagai imitasi dari suatu sistem ril dapat memberikan keleluasaan dan kemudahan dalam melakukan penyelidikan dan percobaan penelitian dalam rangka penyelesaian persoalan. Simulasi dapat dirancang untuk menghasilkan output mengenai kemampuan dan kehandalan sistem serta karakteristik dan keadaan sistem sebagai masukan dalam rangka pengkajian pengembangan sistem dan optimasi hasil operasi sistem. Simulasi dapat diterapkan untuk menggantikan dan mewakili pelaksanaan penyelidikan dan percobaan penelitian ril yang dihadapkan dengan masalah ongkos yang mahal, resiko fatal, waktu yang terbatas, dan sarana yang tidak memadai (Geoffrey, 1989).

Kelebihan simulasi pada penyelesaian persoalan terletak pada pemodelan dan analisis yang disesuaikan dengan bentuk persoalan serta tujuan penyelesaian persoalan, terutama persoalan rumit yang tidak layak diselesaikan dengan menggunakan metode dan model analitik. Simulasi dapat berfungsi lebih efektif dengan membedah persoalan secara terbuka, berbeda dengan penggunaan metode yang memerlukan perumusan persoalan yang disesuaikan. Dengan pendekatan sistem, simulasi dapat dirancang untuk menghadirkan sistem dalam bentuk operasi maya sehingga dengan pengoperasian sistem dapat diperoleh gambaran mengenai keadaan sistem dan karakteristik operasional sistem. Dengan menggunakan model yang sesuai dan prosedur pengoperasian sistem maya yang valid, simulasi dapat memberikan hasil operasi sistem maya yang sesuai dengan hasil operasi sistem ril yang diimitasi.

Beberapa tahun belakangan ini telah dikembangkan suatu program untuk analisis perilaku fluida dalam suatu ruangan dengan menggunakan kondisi operasi dan batas operasi. Dengan menggunakan modeling tersebut dapat diketahui dinamika fluida baik secara fisik maupun kimia. Salah satu perangkat lunak yang paling terkenal adalah CFD

(*Computational Fluid Dynamics*). CFD merupakan metode penghitungan dengan sebuah kontrol dimensi, luas, dan volume dengan memanfaatkan bantuan kalkulasi komputer untuk melakukan perhitungan pada tiap-tiap elemen pembagiannya. Prinsipnya adalah suatu ruang yang berisi fluida yang akan dilakukan penghitungan dibagi-bagi menjadi beberapa wilayah, hal ini sering disebut dengan sel dan prosesnya dinamakan *meshing*. Wilayah aliran ini dibagi menjadi grid elemen dan node, dengan persamaan aljabar yang mensimulasikan persamaan diferensial parsial dasar aliran (White, 1998).

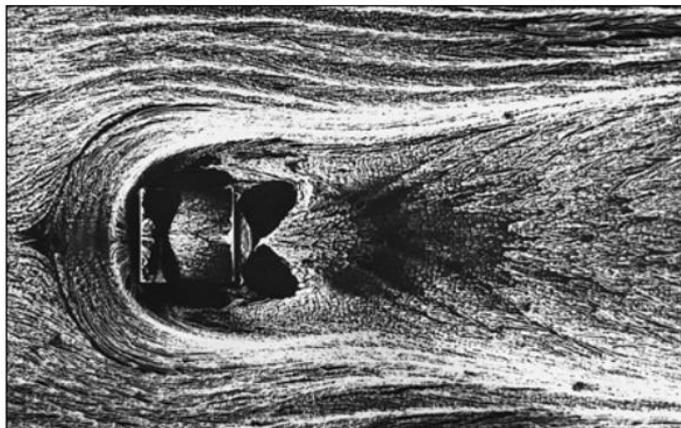
CFD pada dasarnya adalah untuk studi lanjutan atau praktik profesional. Perubahan lebih besar pada dekade terakhir adalah para insinyur telah dapat menyelesaikan masalah dalam eksperimen yang dituangkan ke dalam program CFD. Para insinyur juga dapat mengambil keuntungan dari beberapa kode CFD komersial. CFD merupakan paket perangkat lunak yang luas, yang memungkinkan para insinyur untuk membangun geometri dan kondisi batas untuk mensimulasikan suatu masalah aliran tertentu. Perangkat lunak kemudian membuat grid wilayah aliran dan melakukan kalkulasi sifat aliran di setiap elemen grid. Perangkat lunak memberikan kenyamanan yang baik, namun juga memiliki potensi bahaya yang besar. Maksudnya, perhitungan yang dilakukan tidak semata-mata otomatis seperti halnya menggunakan kalkulator tangan, melainkan diperlukan pemikiran, analisis, dan perhatian dari pengguna.



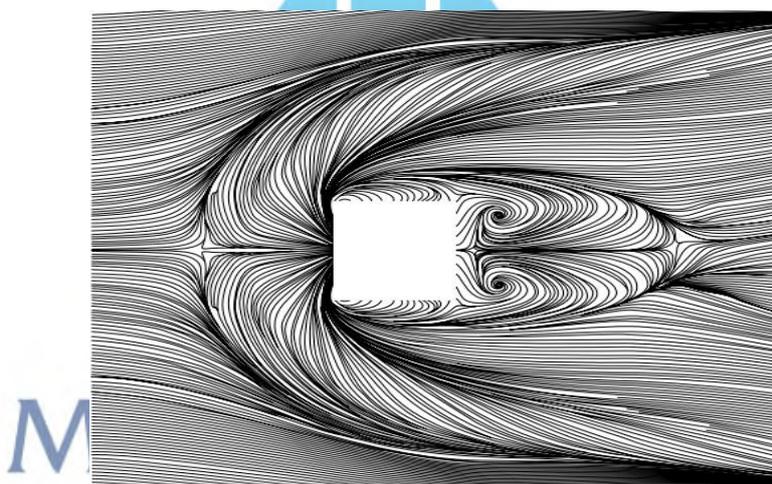
Gambar 2.13 Hasil CFD untuk air yang mengalir melewati NASA 66 (MOD) hydrofoil; C grid 262 dengan 91 node
(Sumber: Fluid Mechanics 4th Edition, 1998)

Harus disadari bahwa hasil yang diberikan oleh CFD sangat memuaskan. Untuk itu, eksperimen dengan menggunakan CFD harus dilakukan dengan hati-hati untuk menghindari hasil yang tidak akurat. Gambar 2.14 dan 2.15 menunjukkan aliran

turbulen melewati sebuah kubus diletakkan di dasar suatu aliran yang jarak *clearance* dua kali tinggi kubus.



Gambar 2.14 Visualisasi eksperimen aliran oli pada kubus dengan $Re = 40000$
(Sumber: Fluid Mechanics 4th Edition, 1998)



Gambar 2.15 Simulasi komputasi *large-eddy* pada permukaan kubus dengan aliran oli
dengan $Re = 40000$
(Sumber: Fluid Mechanics 4th Edition, 1998)

Dapat dibandingkan Gambar 2.14, pandangan atas dari eksperimen aliran oli pada permukaan kubus, dengan Gambar 2.15 yang menggunakan simulasi CFD. Hasil superkomputer dengan menggunakan metode simulasi *large-eddy* memberikan hasil yang luar biasa. Pola aliran terlihat sangat jelas mengalir di depan kubus disebabkan oleh terbentuknya formasi vortex tapal kuda (*horseshoe vortex*). *Horseshoe vortex* biasanya muncul ketika tegangan geser aliran permukaan bertemu dengan suatu

halangan (*obstacle*). Dapat disimpulkan bahwa simulasi CFD memiliki potensi prediksi aliran yang luar biasa (White, 1998).

