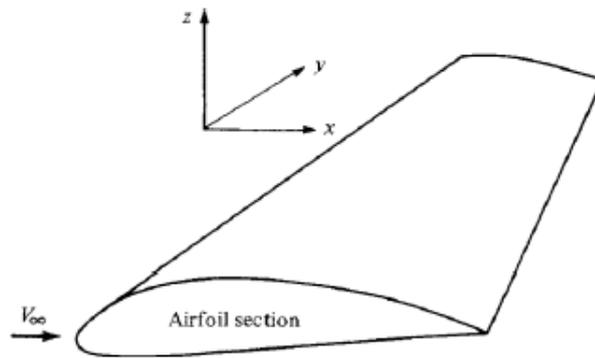


BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Airfoil

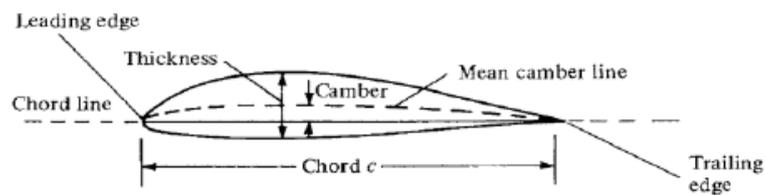
Sayap pesawat terbang pada gambar 2.1 melintang pada sumbu y . Udara mengalir dengan kecepatan V paralel dengan bidang xz . Setiap bagian potongan sayap pesawat terbang yang terpotong oleh sumbu xz adalah *airfoil*.



Gambar 2.1 Airfoil

(sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Airfoil adalah bentuk geometri aerodinamika yang dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil mungkin ketika melalui fluida. Karena dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambat yang kecil maka *airfoil* dipilih sebagai komponen sayap pesawat terbang. Gaya angkat dari sayap pesawat terbang bergantung pada bentuk geometris *airfoil*. Begitu juga dengan gaya hambat bergantung pada bentuk geometris *airfoil*.



Gambar 2.2 Bagian pada *airfoil*

(sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Bagian-bagian *airfoil* adalah sebagai berikut:

- 1) *Leading Edge* : Sisi depan *airfoil*
- 2) *Trailing Edge* : Sisi belakang *airfoil*
- 3) *Chord* : Jarak antara *leading edge* dan *trailing edge*
- 4) *Chord Line* : Garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*
- 5) *Mean Camber Line* : Garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan bawah *airfoil*
- 6) *Camber* : Jarak maksimum antara *mean camber line* dengan *chord line*
- 7) *Thickness* : Jarak maksimum antara permukaan atas dan bawah *airfoil*.

2.2 NACA Seri 4 Digit

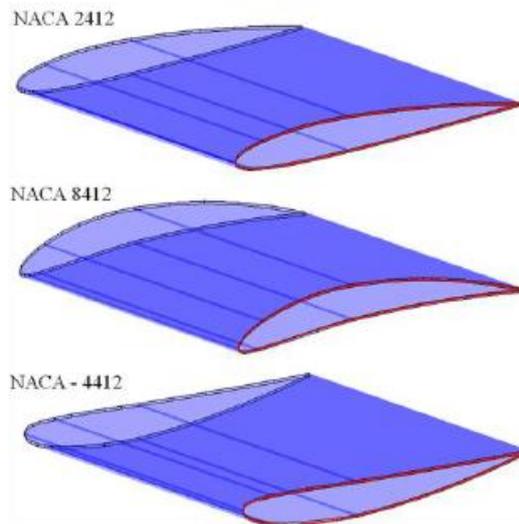
Airfoil NACA adalah bentuk *airfoil* yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Jenis dari *airfoil* NACA dapat diklasifikasikan dengan jumlah digit, salah satu serinya adalah 4 digit. Pada *airfoil* NACA seri 4 digit, memiliki arti pada masing-masing angkanya adalah sebagai berikut:

- 1) Digit pertama, menyatakan nilai maksimum *camber* terhadap *chord* dalam satuan per seratus
- 2) Digit kedua, merupakan posisi *camber* pada *chord* dari *leading edge* dalam satuan per sepuluh.
- 3) Dua digit terakhir, merupakan ketebalan *airfoil* terhadap *chord* dengan nilai per seratus.
- 4) Jika pada dua digit pertama, menyatakan angka 00 maka *airfoil* tersebut tidak memiliki *camber* atau termasuk *airfoil* simetris.

Sebagai contoh NACA 4412, sebagai berikut:

- 1) Digit pertama angka 4, menunjukkan 4 per seratus dari *chord* atau dapat disingkat dengan 0,04c dan menunjukkan ketebalan maksimum dari *camber*.
- 2) Digit kedua angka 4, menunjukkan 4 per sepuluh dari *chord* atau 0,4c sehingga posisi ketebalan maksimum *camber* terletak pada 0,4c dari *leading edge*.

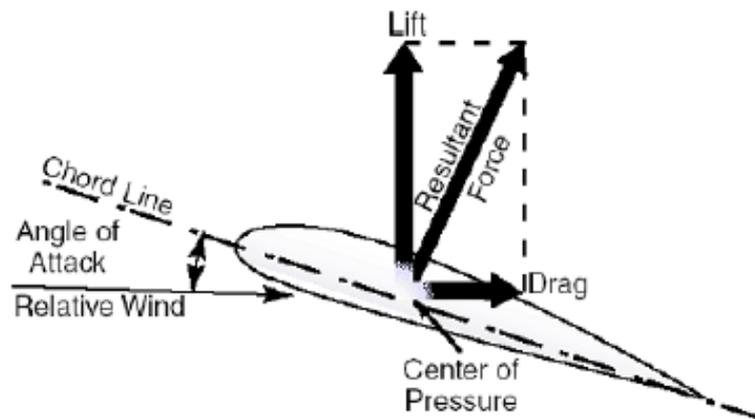
- 3) Dua digit terakhir yaitu 12 per seratus dikalikan dengan *chord* atau $0,12c$ menunjukkan ketebalan maksimum *airfoil*, jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* maksimum.



Gambar 2.3 Beberapa contoh dari NACA seri 4 digit
(sumber : Bayoumy, 2012)

2.3 Gaya Aerodinamika pada *Airfoil*

Ketika sebuah benda bergerak melalui sebuah fluida, interaksi antara benda dengan fluida terjadi. Efek ini dapat digambarkan dalam bentuk gaya-gaya pada pertemuan antar muka fluida benda. Pada *airfoil* gaya yang terjadi ketika melalui fluida adalah gaya angkat dan gaya hambat. Gaya angkat merupakan gaya mekanik yang dihasilkan dari interaksi permukaan *airfoil* dengan fluida yang mengalir. Gaya angkat merupakan besaran vektor sehingga angka negatif pada gaya angkat menunjukkan arah dari gaya angkat tersebut. Gaya angkat tegak lurus dengan gaya berat. Untuk membuat objek dapat terangkat maka gaya angkat harus lebih besar daripada gaya berat. Gaya angkat juga terjadi karena perbedaan tekanan pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar, maka *airfoil* akan terangkat.

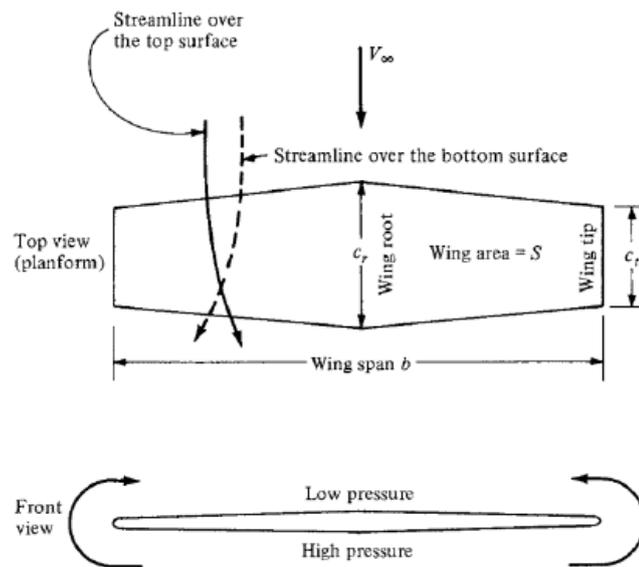


Gambar 2.4 Gaya aerodinamika *airfoil*
 (sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Gaya hambat terjadi ketika ada interaksi atau kontak antar permukaan *airfoil* dengan gaya angkat, gaya hambat juga termasuk besaran vektor. Gaya hambat berlawanan dengan gaya dorong atau *thrust*. Gaya hambat dapat dibidang sebagai gesekan aerodinamika dan salah satu penyebabnya adalah gesekan antara permukaan *airfoil* dengan molekul fluida. Untuk permukaan *airfoil* yang halus dan mengkilap menghasilkan gaya gesek atau gaya hambat lebih kecil dan untuk fluida, dimana pada eksperimental ini yang digunakan adalah udara, kekuatan gaya gesek bergantung pada viskositas.

2.4 *Induced Drag*

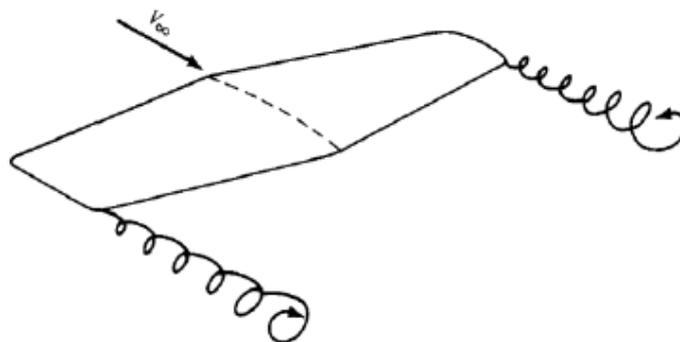
Pada *airfoil* yang terjadi adalah gaya angkat dan gaya hambat, tetapi ketika *airfoil* memiliki *span* sehingga menjadi *finite wing*, *airfoil* tidak lagi dua dimensi.



Gambar 2.5 Finite wing

(sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Pada bagian ujung sayap atau wingtip, udara bebas bergerak dari daerah dengan tekanan yang tertinggi ke daerah dengan tekanan yang rendah. Hal ini menyebabkan aliran udara membentuk seperti tornado kecil atau disebut vorteks. Putaran aliran udara vorteks pada *wing tip* sangat kuat, dan mulai melemah putarannya pada *wing root* atau bagian sayap yang menempel pada badan pesawat. Distribusi gaya angkat pada sayap tidak seragam dari *wing tip* hingga *wing root*. Gaya ini disebut induced drag karena gaya hambat terjadi oleh induksi dari vorteks.



Gambar 2.6 Ilustrasi vorteks pada wing tip

(sumber : *Fundamentals of Aerodynamic*, 2011)

2.5 Koefisien Angkat dan Koefisien Hambat

Koefisien angkat adalah bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk, perubahan sudut dan kecepatan aliran pada gaya angkat. Koefisien angkat didapat dari perbandingan gaya angkat dengan *dynamic pressure* dikalikan luas. *Dynamic pressure* didapat dari perkalian massa jenis dengan kecepatan aliran kuadrat kemudian dibagi dua. Koefisien angkat juga bisa menjadi rasio gaya angkat dengan gaya yang dihasilkan oleh *dynamic pressure* dikalikan luas.

Sama seperti koefisien angkat, koefisien hambat juga merupakan bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk, perubahan sudut dan kecepatan aliran pada gaya hambat. Faktor yang mempengaruhi koefisien hambat adalah kecepatan angin, massa jenis udara dan luas dari sayap.

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_D}{q A} \quad (2.2)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_L}{q A} \quad (2.3)$$

Keterangan: q = *Dynamic pressure*

C_D = Koefisien hambat

C_L = Koefisien angkat

F_D = Gaya hambat

F_L = Gaya angkat

ρ = Densitas udara

u = Kecepatan angin

A = Luas permukaan

2.6 Wind tunnel

Wind tunnel atau terowongan angin digunakan untuk mensimulasikan keadaan sebenarnya pada suatu benda yang berada dalam pengaruh gaya aerodinamika secara eksperimental. Percobaan ini biasanya dilakukan terhadap model-model kendaraan seperti mobil, sayap pesawat terbang, turbin, dll.

Teknik uji coba aerodinamika pada alat ini adalah dengan menetapkan objek pada *test section*. Pada *test section* akan diketahui performasi aerodinamika pada titik tertentu dari model tersebut yang pada akhirnya melahirkan kesimpulan kelayakan model. Kecepatan rendah hingga kecepatan tinggi. Arah angin juga dapat direkayasa dengan mengubah derajat posisi kedudukan atau sudut serang objek pada *test section*.

Terdapat dua jenis rangkaian *wind tunnel*, yaitu rangkaian terbuka dan rangkaian tertutup. Pada rangkaian terbuka, udara mengikuti aliran lurus dari jalur masuk melalui bagian *intake* lalu menuju *test section* dan *diffuse*.



Gambar 2.7 *Wind tunnel*

(sumber : discoverarmfield.com)

2.7 Manometer Digital

Manometer digital adalah sebuah alat digital yang digunakan untuk menguji tekanan dan perbedaan tekanan atau yang biasa disebut dengan tekanan diferensial. Alat ini juga dapat digunakan untuk mengukur tekanan gas dan udara. Pengukuran tekanan ini memiliki durabilitas yang tinggi dan dibuat dengan rentang pengukuran mulai dari 0 - ± 100 psi dengan satuan pengukuran yang bisa kita tentukan antara model imperial dan metric. Dengan alat uji ini, nilai tekaan dapat diketahui dalam pada tidak kurang dari 11 satuan yang berbeda. Yaitu: **bar, mm hg, oz in², kg cm², psi, in H₂O, kPa, ft H₂O, in Hg, cm H₂O.**



Gambar 2.8 Manometer digital
(sumber: surabayaalatlab.com)

2.8 Anemometer Digital

Anemometer digital adalah sebuah alat tes kecepatan angin yang memiliki fitur guna menganalisis kecepatan angin pada suatu daerah atau tempat. Dengan adanya sensor kecepatan udara yang sudah terintegrasi dengan alat tersebut sehingga dapat memudahkan penggunaannya karena tidak perlu repot untuk memasang dan melepas sensor jika ingin digunakan. Informasi yang diberikan dari alat tersebut berupa kecepatan angin seperti skala Beaufort, kecepatan angin dengan berbagai satuan kecepatan seperti meter per detik (m/s), kilometer per jam (Km/h), dan Wind Chill.



Gambar 2.9 Anemometer digital
(sumber: multimeter-digital.com)

2.9 Perhitungan Dinamika Fluida (*Computational Fluida Dynamics*)

Dinamika fluida adalah cabang dari ilmu mekanika fluida yang mempelajari tentang pergerakan fluida. Dinamika fluida dipelajari melalui tiga cara yaitu:

- Dinamika fluida eksperimentalta
- Dinamika fluida secara teori
- Dinamika fluida secara numerik (CFD)

Computational Fluid Dynamics merupakan suatu ilmu untuk memperbaiki aliran fluida, pemindahan panas, perpindahan massa, reaksi kimia dan fenomena yang berhubungan dengan menyelesaikannya menggunakan persamaan-persamaan matematika secara numerik.

2.10 FLUENT

FLUENT adalah program komputer yang dikembangkan oleh ANSYS Inc. Untuk memodelkan aliran fluida dan perpindahan panas dengan geometri yang kompleks. FLUENT merupakan salah satu jenis program CFD (*Computational Fluid Dynamics*) yang menggunakan metode diskritisasi volume hingga FLUENT memiliki fleksibilitas *mesh*, sehingga kasus-kasus aliran fluida yang memiliki *mesh* tidak terstruktur akibat geometri benda yang rumit dapat diselesaikan dengan mudah. Selain itu, FLUENT memungkinkan untuk penggenerasian *mesh* lebih halus atau lebih besar dari *mesh* yang sudah ada berdasarkan pemilihan solusi aliran.

Fluent menggunakan teknik *control volume* untuk mengubah persamaan pembentuk aliran menjadi persamaan algebra sehingga dapat diselesaikan secara numeric. Teknik *control volume* ini mengandung pengintegralan setiap persamaan pembentuk aliran pada tiap-tiap kontrol volume, menghasilkan persamaan-persamaan diskrit yang mengkonservasikan tiap jumlah yang ada pada *control volum*.

Secara lengkap langkah-langkah FLUENT dalam penyelesaian suatu simulasi adalah sebagai berikut:

1. Membuat geometri dan *mesh* pada model
2. Memilih *solver* yang tepat untuk model tersebut (2D atau 3D)
3. Mengimpor *mesh* model (*grid*)
4. Melakukan pemeriksaan pada *mesh* model

5. Memilih formulasi solver
6. Memilih persamaan dasar yang akan dipakai dalam analisa
7. Menentukan sifat material yang akan dipakai
8. Menentukan kondisi batas
9. Mengatur parameter kontrol solusi
10. *Initialize the flow field*
11. Melakukan perhitungan/iterasi
12. Menyimpan hasil iterasi
13. Jika diperlukan, memperhalus grid kemudian melakukan iterasi ulang.

2.11 Mean Absolute Percentage Error

Metode ini melakukan perhitungan perbedaan antara data pengujian dan data hasil simulasi. Perbedaan tersebut diabsolutkan, kemudian dihitung kedalam bentuk persentase terhadap data asli. Hasil persentase tersebut kemudian didapatkan nilai *mean*-nya. Suatu model memiliki kinerja sangat bagus jika nilai MAPE berada dibawah 10%, mempunyai kinerja bagus jika nilai MAPE berada diantara 10% dan 20% dan mempunyai kinerja layak jika nilai MAPE berada diantara 20% dan 50%.

Rumus *Mean Absolute Percentage Error* (MAPE) sebagai berikut:

$$MAPE = \frac{\sum_{t=1}^n \left| \left(\frac{A_t - F_t}{A_t} \right) 100 \right|}{n}$$

Keterangan:

A_t = aktual data ke t

F_t = hasil penelitian ke t

N = banyak data penelitian