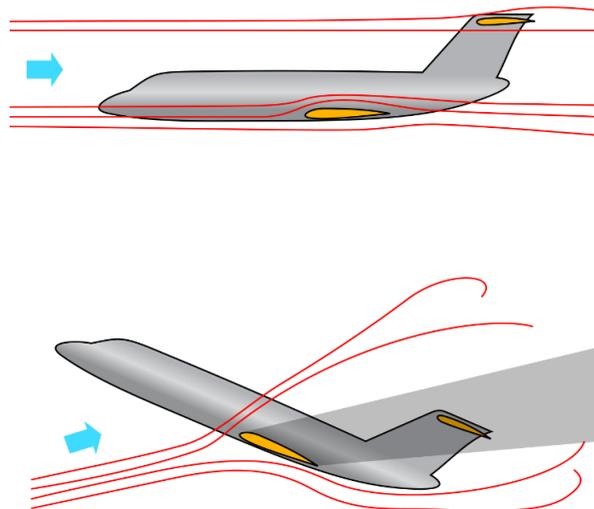


## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Aerodinamika Pesawat

Ketika objek bergerak melalui udara, terdapat gaya yang dihasilkan oleh gerakan relative antara udara dan permukaan benda. Aerodinamika adalah ilmu yang mempelajari tentang gaya-gaya ini, yang dihasilkan oleh gerakan udara, menurut jenis aliran biasanya aerodinamika dikelompokkan menjadi ; *subsonic*, *hipersonic*, *supersonic*. Sangat penting bahwa aerodinamika diterapkan selama mendesain pesawat agar beberapa keuntungan dapat didapatkan seperti kecepatan yang lebih tinggi dan efisiensi bahan bakar lebih. Salah satu aspek dalam perancangan bodi kendaraan adalah aerodinamika. Ketika objek bergerak melalui udara, terdapat gaya yang dihasilkan oleh gerakan *relative* antara udara dan permukaan bodi. Studi tentang gaya-gaya yang dihasilkan oleh udara disebut aerodinamika. Aerodinamika didefinisikan sebagai dinamika dari gas-gas, khususnya interaksi antara objek yang bergerak dengan udara sekitarnya.



Gambar 2.1 Aerodinamika Pesawat

(Heriyanto, 2008)

Berdasarkan arus lingkungan aerodinamis dapat diklasifikasikan menjadi dua macam yaitu aerodinamis eksternal dan aerodinamis internal. Aerodinamis eksternal adalah aliran di sekitar benda padat dengan berbagai bentuk, dimana aerodinamis internal adalah aliran melalui bagian dalam benda padat, misalnya aliran udara melalui mesin jet. Perilaku perubahan aliran udara tergantung pada rasio aliran dengan kecepatan suara. Rasio ini disebut *Mach Number*, berdasarkan nomor mach ini masalah aerodinamik dapat diklasifikasikan sebagai berikut yaitu, subsonic jika kecepatan aliran lebih kecil dari kecepatan suara, *transonic* jika kecepatan sama dengan kecepatan suara, *supersonic* jika karakteristik aliran lebih besar dari kecepatan suara dan disebut hipersonic jika aliran sangat jauh lebih besar dari pada kecepatan suara.

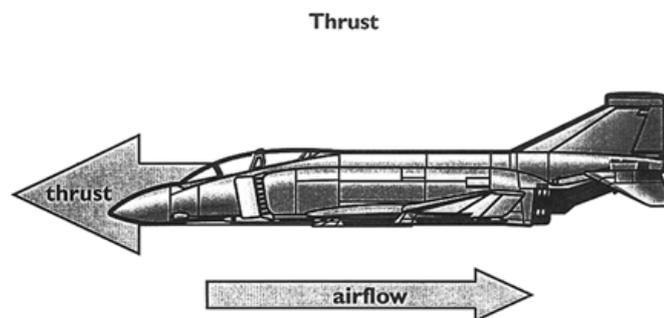
## **2.2 Gaya Gaya yang bekerja pada pesawat terbang**

Dari beberapa hal, bagusnya kinerja penerbang dalam sebuah penerbang bergantung pada kemampuan untuk merencanakan dan berkoordinasi dengan penggunaan tenaga (*power*) dan kendali pesawat untuk mengubah gaya dari gaya dorong (*thrust*), gaya tahan (*drag*), gaya angkat (*lift*) dan berat pesawat (*weight*). Keseimbangan dari gaya-gaya dan cara mengendalikannya, makin baik pula keterampilan seorang penerbang.

Gaya-gaya yang bekerja pada sebuah pesawat terbang terdiri atas: (1) Gaya Dorong (*Thrust*) yang mendorong pesawat ke depan, (2) Gaya Hambat (*Drag*) yang arahnya ke belakang pesawat dan berlawanan dengan gaya dorong, (3) Gaya Angkat (*Lift*) yang mengangkat pesawat ke atas, dan (4) Gaya Gravitasi yang bekerja pada pesawat sehingga menimbulkan bobot (*weight*) yang arahnya selalu kebawah. Berikut ini penjelasan lebih dalam mengenai gaya-gaya yang bekerja pada pesawat terbang.

### 2.2.1 Thrust

*Thrust* adalah gaya dorong yang dihasilkan oleh mesin (*power plant*)/ baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya tahan (*drag*). Sebagai aturan umum, *thrust* bereaksi paralel dengan sumbu longitudinal. Tapi sebenarnya hal ini tidak selalu terjadi, seperti yang akan dijelaskan kemudian. Sebelum pesawat mulai bergerak, *thrust* harus digunakan. Pesawat akan tetap bergerak dan bertambah kecepatannya sampai *thrust* dan *drag* menjadi sama besar.

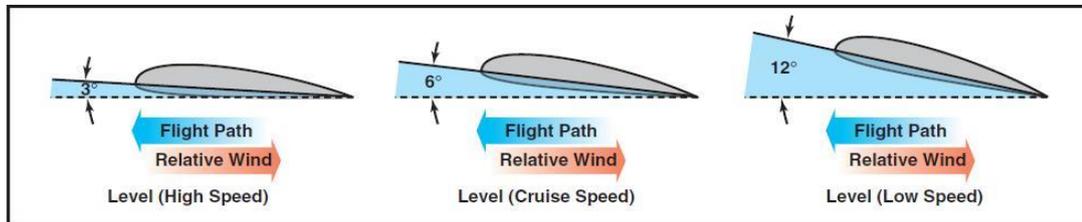


Gambar 2.2 *Thrust*

(Heriyanto, 2008)

Untuk menambah kecepatan yang tetap maka *thrust* dan *drag* harus tetap sama, seperti halnya *lift* dan *weight* harus sama untuk mempertahankan ketinggian yang tetap dari pesawat. Jika dalam penerbangan yang datar (*level*) gaya *thrust* dikurangi yang berakibat pesawat akan melambat. Selama *thrust* lebih kecil dari *drag* maka pesawat akan terus melambat hingga kecepatan pesawat (*airspeed*) tidak sanggup lagi menahan pesawat di udara. Sebaliknya jika tenaga mesin ditambah *thrust* akan menjadi lebih besar dari *drag*, pesawat terus menambah kecepatannya. Ketika *drag* sama dengan *thrust* pesawat akan terbang dengan kecepatan yang tetap.

Terbang *straight* dan level (lurus dan datar) dapat dipertahankan mulai dari terbang dengan kecepatan rendah sampai dengan kecepatan tinggi . Penerbang harus



Gambar 2.3 Jangkauan kecepatan dalam 3 daerah

(Heriyanto, 2008)

mengatur *angle of attack* dan *thrust* dalam semua jangkauan kecepatan (*speed regim*) jika pesawat harus ditahan pada ketinggian tertentu (*level flight*).

Secara garis besar jangkauan kecepatan ini dapat dikelompokkan dalam 3 daerah (*regim*), kecepatan rendah (*low speed*), menjelajah (*cruising flight*), dan kecepatan tinggi (*high speed*). *Angle of attack* haruslah cukup tinggi untuk menambah gaya angkat ketika kecepatannya rendah dan keseimbangan antara gaya angkat dan gaya berat harus dipertahankan. Jika *thrust* dikurangi dan kecepatan berkurang maka gaya angkat akan lebih kecil dari berat dan pesawat akan mulai turun dari ketinggiannya. Untuk mempertahankan ketinggian penerbang dapat menambah sudut *angle of attack* sebesar yang diperlukan untuk menghasilkan gaya angkat yang sama dengan berat dari pesawat, dan ketika pesawat mulai terbang lebih lambat pesawat akan mempertahankan ketinggiannya jika penerbang memberikan *thrust* dan sudut *angle of attack* yang sesuai.

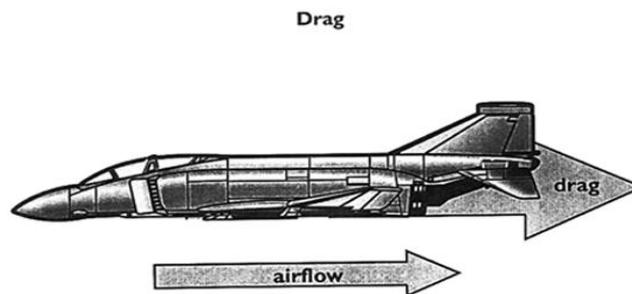
Pada waktu *straight* dan *level flight* ketika *thrust* ditambahkan dan kecepatan bertambah, maka *angle of attack* harus dikurangi. Karena itu, jika perubahan dilakukan dengan koordinasi yang benar, maka pesawat akan tetap berada di ketinggian yang sama, tetapi dengan kecepatan yang lebih besar jika hubungan antara *thrust* dan *angle of attack* disesuaikan.

Jika *angle of attack* tidak disesuaikan atau dikurangi dengan penambahan *thrust* yang diberikan maka pesawat akan mendaki (*climb*). Tapi dengan

mengurangi *angle of attack* maka gaya angkat akan berubah dan membuatnya sama dengan berat dan jika dilakukan dengan benar maka pesawat akan tetap dalam *level flight* (tidak mengubah ketinggian). Penerbangan yang datar (*level flight*) dengan sudut *angle of attack* yang sedikit negatif adalah mungkin dalam kecepatan yang sangat tinggi. Ini dibuktikan bahwa *level flight* dapat dilakukan dengan berapa pun *angle of attack* di antara sudut *stall* dan sudut yang relatif negatif pada kecepatan yang sangat tinggi.

### 2.2.2 Drag

Drag adalah gaya ke belakang atau menarik mundur yang disebabkan oleh gangguan aliran udara pada sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. *Drag* kebalikan dari *thrust* dan beraksi kebelakang paralel dengan arah angin relatif (*relative wind*).



Gambar 2.4 Drag

(Heriyanto, 2008)

Drag atau hambatan dalam penerbangan terdiri dari dua jenis *parasite drag* dan *induced drag*. Yang pertama disebut *parasite drag* karena tidak ada fungsinya sama sekali untuk membantu pesawat untuk dapat terbang, sedangkan yang kedua disebut *induced* karena dihasilkan atau terbuat dari hasil kerja sayap yang membuat gaya angkat (*lift*).

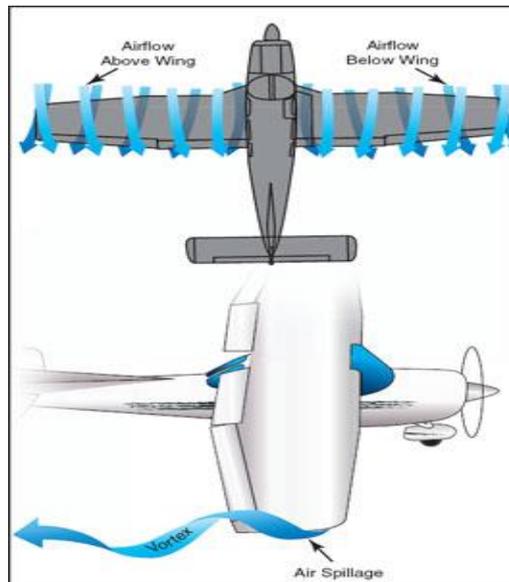
*Parasite drag* sendiri terdiri dari dua komponen, yaitu :

1. *Form drag* : yang terjadi karena gangguan pada aliran udara melalui badan pesawat, dan
2. *Skin friction* : hambatan dari gesekan dengan kulit pesawat

Dari kedua jenis *parasite drag*, *form drag* adalah yang paling mudah untuk dikurangi pada waktu merancang sebuah pesawat. Secara umum makin *streamline* bentuk pesawat maka akan menghasilkan bentuk yang mengurangi *parasite drag*.

*Skin friction* adalah jenis *parasite drag* yang paling sulit untuk dikurangi. Tidak ada permukaan yang halus secara sempurna. Bahkan permukaan yang dibuat dengan mesin pada waktu akan diperiksa menggunakan alat/kaca pembesar mempunyai permukaan kasar yang tidak rata. Permukaan yang kasar seperti inilah yang akan membelokkan aliran *streamline* udara pada permukaan dan menghasilkan hambatan pada aliran yang lancar. Ada satu lagi elemen yang harus ditambahkan pada waktu membahas tentang *parasite drag* ketika merancang pesawat. *Parasite drag* menggabungkan efek dari *form drag* dan *skin friction*. Gabungan ini disebut *interference drag*, jika dua benda diletakkan bersebelahan maka turbulensi yang terjadi bisa mencapai 50-200 persen lebih besar dibandingkan jika kedua benda tersebut diuji secara terpisah.

Sifat aerodinamik sayap dalam penerbangan yang datar menghasilkan gaya angkat yang dibutuhkan tapi ini hanya bisa didapat dengan beberapa penalti yang



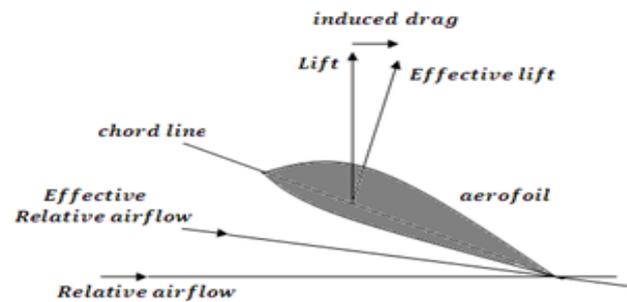
Gambar 2.5 *Vortex* pada pesawat

(Vian, 2018)

angkat dan faktanya jenis *drag* ini tidak bisa dipisahkan dari produksi gaya angkat. Konsekuensinya *drag* ini selalu muncul pada saat gaya angkat dihasilkan, sayap pesawat menghasilkan gaya angkat dengan menggunakan energi dari aliran udara bebas. Ketika menghasilkan gaya angkat tekanan di permukaan bawah sayap lebih besar dari permukaan diatas. Hasilnya udara akan cenderung untuk mengalir dari daerah tekanan tinggi darivujung sayap (*wingtip*) ke tengah pada daerah tekanan rendah di atas sayap. Di sekitar ujung sayap ada kecenderungan tekanan-tekanan ini untuk menjadi seimbang, sama kuat, menghasilkan aliran lateral keluar dari bagian bawah ke bagian atas sayap. Aliran lateral ini membuat kecepatan yang berputar ke udara di ujung sayap dan mengalir ke belakang sayap, maka aliran di sekitar ujung sayap akan berbentuk dua *vortex* yang mengalir (*trailing*) di belakang pada waktu sayap bergerak maju.

Ketika pesawat dilihat dari ekornya *vortex-vortex* ini akan bersirkulasi kebalikan arah jarum jam di sekitar ujung sayap kanan dan searah jarum jam di ujung sayap kiri. Harus diingat dari putaran *vortex-vortex* ini yang bisa dilihat bahwa mereka menghasilkan aliran udara ke atas setelah melewati ujung sayap dan aliran udara ke bawah di belakang *trailing edge* dari sayap.

Aliran udara ke bawah ini sama sekali tidak dibutuhkan untuk menghasilkan gaya angkat. Inilah sumber *induced drag* yang mana jika makin besar ukuran dan kekuatan *vortex-vortex ini* dan pada gilirannya komponen aliran udara ke bawah dan aliran udara yang melewati sayap, makin besar efek dari *induced drag*. Aliran udara ke bawah di atas ujung sayap ini mempunyai efek yang sama dengan membelokkan vektor gaya angkat ke belakang, karena itu gaya angkat akan agak berbelok ke belakang sejajar dengan arah udara (*relatif wind*) dan menghasilkan komponen *lift* yang arahnya ke belakang. Inilah *induced drag*.



Gambar 2.6 *Induced Drag*

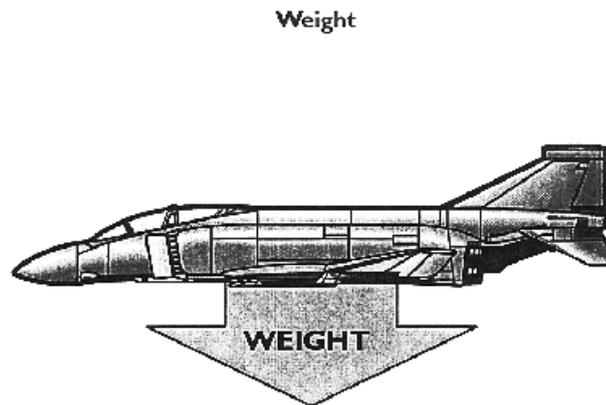
(Heriyanto, 2016)

### 2.2.3 Weight

Gravitasi adalah gaya tarik yang menarik semua benda ke pusat bumi. *Center of gravity* (CG) bisa dikatakan sebagai titik di mana semua berat pesawat terpusat. Pesawat akan seimbang di keadaan/*attitude* apapun jika pesawat terbang ditahan tepat di titik *center of gravity*. *Center of gravity* juga adalah sesuatu yang sangat penting karena posisinya sangat berpengaruh pada kestabilan sebuah pesawat terbang.

Posisi dari *center of gravity* ditentukan oleh rancangan umum dari sebuah pesawat terbang. Perancang pesawat menentukan seberapa jauh *center of pressure* (CP) akan berpindah. Kemudian mereka akan menjadikan titik *center of gravity* di depan *center of pressure* untuk kecepatan tertentu dari pesawat untuk mendapatkan kemampuan yang cukup untuk mengembalikan keadaan penerbangan yang *equilibrium*.

*Weight* mempunyai hubungan yang tetap dengan *lift*, dan *thrust* bersama *drag*. Hubungannya sederhana tapi penting untuk mengerti aerodinamika penerbangan. *Lift* adalah gaya ke atas pada sayap yang beraksi tegak lurus pada arah angin relatif (*relatif wind*).



Gambar 2.7 *Weight*

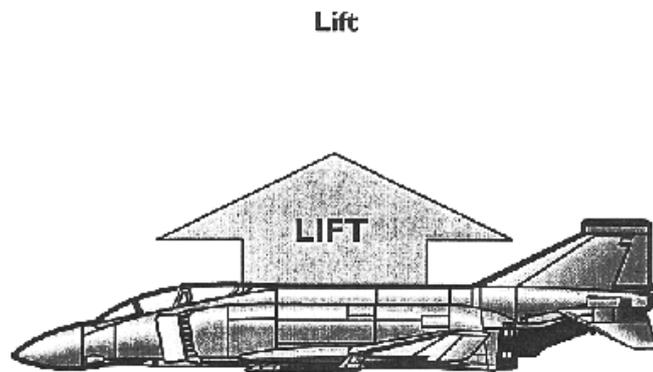
(Heriyanto, 2016)

*Lift* diperlukan untuk meniadakan berat pesawat (*weight* yang disebabkan oleh gaya tarik bumi yang beraksi pada massa pesawat). Gaya berat (*weight*) ini beraksi ke bawah melalui *center of gravity* pesawat. Pada penerbangan yang datar dan stabil, ketika gaya angkat sama dengan *weight* maka pesawat dalam keadaan *equilibrium* dan tidak akan kehilangan ketinggian. Jika *lift* berkurang dibandingkan dengan *weight* maka pesawat akan kehilangan ketinggian. Ketika *lift* lebih besar dari *weight* maka ketinggian pesawat akan bertambah.

#### 2.2.4 *Lift*

Penerbang dapat mengendalikan *lift*. Jika penerbang menggerakkan roda kemudi ke depan atau belakang maka *angle of attack* akan berubah. Jika *angle of attack* bertambah maka *lift* akan bertambah. Ketika pesawat mencapai *angle of attack* yang maksimum, *lift* akan hilang dengan cepat. Ini yang disebut dengan *stalling angle of attack* atau *burble point*.

Sebelum melangkah lebih lanjut dengan *lift* dan bagaimana *lift* bisa dikendalikan maka kita harus menyelipkan tentang kecepatan. Bentuk dari sayap tidak bisa efektif kecuali sayap terus menerus “menyerang” udara baru. Jika pesawat harus tetap melayang maka pesawat itu harus tetap bergerak. *Lift* sebanding dengan kuadrat dari kecepatan pesawat. Sebagai contoh jika sebuah pesawat bergerak pada kecepatan 200 knots mempunyai *lift* empat pesawat tersebut terbang pada kecepatan 100 knots dengan syarat *angle of attack* dan faktor lain tetap konstan.



Gambar 2.8 *Lift*

(Heriyanto, 2016)

Dalam keadaan sebenarnya pesawat tidak dapat terus menerus bergerak secara datar di sebuah ketinggian dan menjaga *angle of attack* yang sama jika kecepatan ditambah. *Lift* akan bertambah dan pesawat akan menanjak sebagai hasil dari pertambahan gaya angkat. Untuk menjaga agar *lift* dan *weight* menjadi sama dan menjaga pesawat dalam keadaan lurus dan datar (*straight and level*) dalam keadaan *equilibrium* maka *lift* harus dikurangi pada saat kecepatannya ditambah. Normalnya hal ini dilakukan dengan mengurangi *angle of attack* yaitu menurunkan hidung pesawat.

Sebaliknya pada waktu pesawat dilambatkan, kecepatan yang berkurang membutuhkan pertambahan *angle of attack* untuk menjaga *lift* yang cukup untuk menahan pesawat. Ada batasan sebanyak apa *angle of attack* bisa ditambah untuk menghindari *stall*. Harus disadari juga bahwa *lift* berubah langsung terhadap *wing*

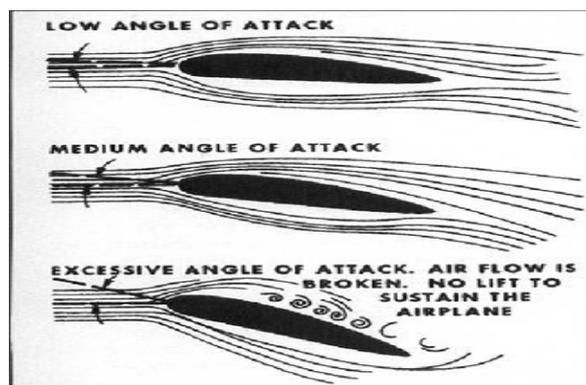
area/lebar sayap, yang terpenting ialah tidak ada perubahan pada bentuk luas sayap atau *planform*. Sebagai contoh sebuah sayap dengan luas 200 kaki persegi membuat *lift* dua kali pada *angle of attack* yang sama dibandingkan dengan sayap yang memiliki luas.

### 2.3 Sudut Serang

Sudut serang atau yang biasa disebut *Angle of Attack* merupakan sudut dari suatu sayap yang dibentuk oleh *Chord Line* dan *Relative Wind* umumnya diberi tanda  $\alpha$ . Untuk Airfoil simetris, besar *Lift* yang dihasilkan akan nol, bila sudut serang nol sedang pada *Airfoil* tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila *Airfoil* tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat = 0 ini disebut *Zero angle Lift*.(Sugiarto,2008)

#### 2.3.1 Sudut Serang Kritis

Sudut serang kritis adalah besar sudut serang dimana gaya yang dihasilkan pada sudut ini memiliki nilai *Lift* maksimum, diatas sudut tersebut nilai *Lift* akan turun dan nilai *Drag* akan naik dengan cepat. Hal ini dapat terjadi karena semakin membesarnya aliran *Turbulent* setiap kenaikan sudut.

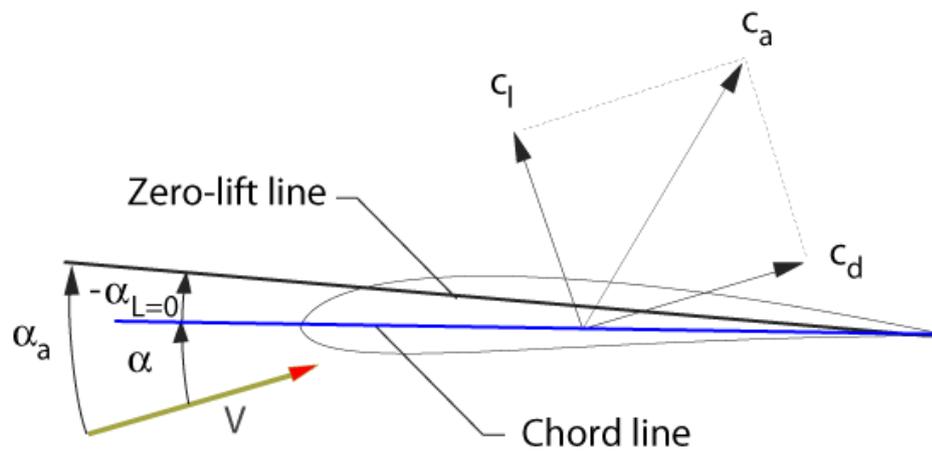


Gambar 2.9 Aliran *Turbulent* pada tiga kondisi sudut serang

(Sugiarto,2008)

### 2.3.2 Sudut Serang Mutlak

Sudut serang mutlak (absolute angle of attack) adalah sudut serang sebuah Airfoil diukur dari kedudukan *Zero Angle Lift*. Untuk *Airfoil* simetris, besar *Lift* yang dihasilkan akan nol, bila sudut serang nol sedang pada *Airfoil* tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila *Airfoil* tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat = 0 ini disebut Zero angle Lift. (Sugiarto,2008)



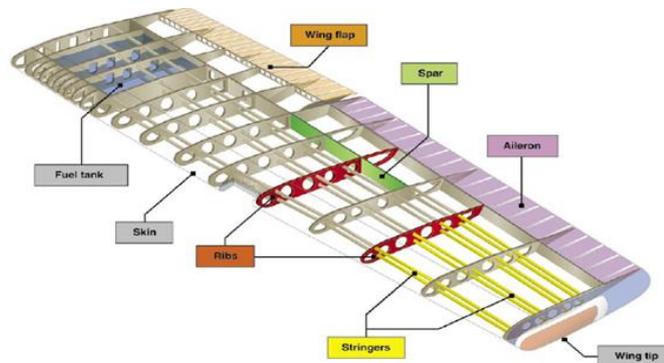
Gambar 2.10 Sudut serang mutlak

( [AngleofAttack](#), 2016)

### 2.4 Wing

*Wing* pada pesawat merupakan bagian yang penting. *Wing* berfungsi sebagai penahan pesawat ketika di udara, oleh karena itu konstruksi *wing* haruslah kuat. *Wing* merupakan bagian pesawat penghasil gaya angkat. *Wing* menghasilkan gaya angkat ketika bergerak terhadap aliran udara karena bentuknya yang *airfoil*.

### 2.4.1 Struktur Utama dari *Wing*



Gambar 2.11 Struktur Utama dari *Wing*

(Dhani Krismianto, 2016)

#### A. *Spar*

*Spar* adalah bagian struktur utama sayap yang memanjang parallel terhadap sumbu lateral , tempat pemasangan *rib*. *Spar* dibuat dari bahan metal atau kayu tergantung kriteria rancangan pesawat yang diinginkan. Sebagian besar pesawat menggunakan *spar* dari bahan solid extruded aluminum atau short aluminum *extrusion*.

#### B. *Rib / Bulkhead*

*Rib* adalah struktur sayap yang berbentuk *airfoil* , yang memberi bentuk lengkung (*cambered*) terhadap sayap tersebut. *Rib* dipasang pada *spar* depan dan *spar* belakang. *Spar* menerima beban dari *skin* dan *stringer* dan beban tersebut disalurkan ke *spar*. Selain di sayap *rib* juga dipasang di *aileron*, *elevator* , *rudder* dan *stabilizer*. Secara umum jenis *rib* dari bahan kayu dibuat dari : *plywood web*, *lightened plywood web*, *truss type*.

#### C. *Stringer*

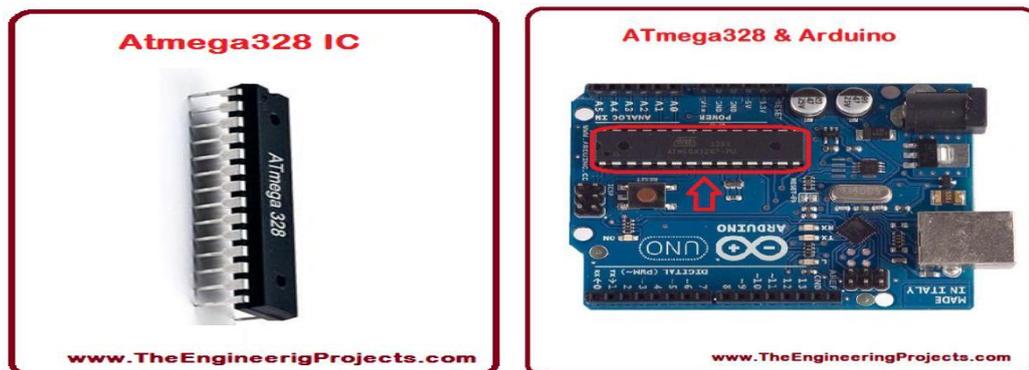
*Stringer* adalah bagian/komponen dalam struktur *wing* arah memanjang, yang memberikan ke-kokohan/tegaran (*rigidity*) pada *wing*, dengan memperkuat (*stiffening*) *skin* dalam kompresi.

#### D. Skin

*Skin* dilekatkan pada bagian/komponen dalam struktur *wing* yaitu *spar*, *stringer*, *rib*. *Skin* memikul /support sebagian dari *wing stresses* arah memanjang akibat momen lentur (*bending moment*), *stresses* akibat torsi (puntiran), beban terpakai (*applied loads*) yang diderita struktur *wing*, beban-beban akibat perbedaan dari tekanan udara, dan massa & inersia dari *fuel*. Dari *skin* – beban diteruskan/salurkan ke *rib-rib*, lalu dari *rib* ke *spar*s.

### 2.5 Mikrokontroler ATmega 328

ATmega 328 merupakan mikrokontroler keluarga AVR 8-bit buatan ATMEL, Beberapa tipe mikrokontroler yang sama dengan ATmega328 ini antara lain ATmega8535, ATmega16, ATmega32, ATmega 8. Yang membedakan antara



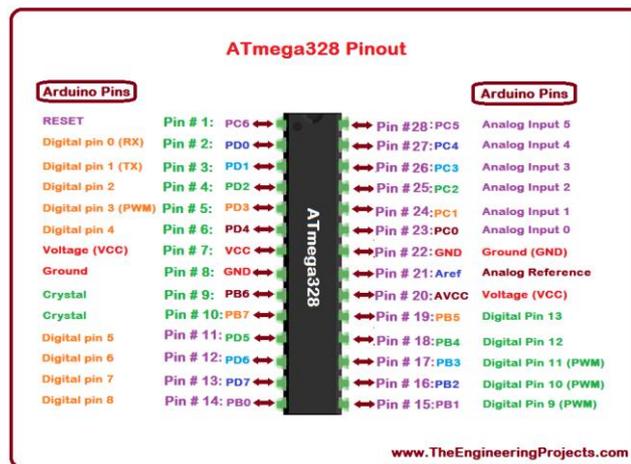
Gambar 2.12 Microcontroller ATMEGA 328

(Nasir, 2017)

mikrokontroler antara lain adalah, ukuran memori, banyaknya GPIO (*pin input/output*), peripheral (*USART, timer, counter, dll*).

Fitur Mikrokontroler ATmega 328 ATmega328 adalah salah satu mikrokontroler keluaran dari ATMEL yang mempunyai arsitektur RISC (*Reduce Instruction Set Computer*) yang mana setiap proses eksekusi data lebih cepat dari pada arsitektur CISC (*Completed Instruction Set Computer*) (Ardianto Heri, 2013). Mikrokontroler ini memiliki beberapa fitur antara lain:

- Memiliki EEPROM (*Electrically Erasable Programmable Read Only Memory*) sebesar 1KB sebagai tempat penyimpanan data semi permanen karena EEPROM tetap dapat menyimpan data meskipun catu daya dimatikan.
- Memiliki SRAM (*Static Random Access Memory*) sebesar 2KB.
- Memiliki pin I/O digital sebanyak 23 pin 6 diantaranya PWM (*Pulse Width Modulation*) output.
- 32 x 8-bit *register* yang serba guna.
- Dengan *clock* 16 MHz kecepatan mencapai 16 MIPS.
- 32 KB Flash *memory*.



Gambar 2.13 ATMEGA 328 PinOut

(Nasir, 2017)

Arduino Uno ini juga mempunyai 14 Pin sebagai input atau output dan 6 pin analog berlabel A0 sampai A5 sebagai ADC, setiap Pin Analog memiliki resolusi sebesar 10 bit. Ada beberapa pin memiliki fungsi khusus :

- **Serial** : Pin 0 (RX) dan Pin 1 (TX) dapat digunakan untuk mengirim (TX) dan menerima (RX) TTL data serial.
- **External Interrupts** : INT0 adalah Pin 2 dan INT1 adalah Pin 3
- **PWM** : 3, 5, 6, 9, 10, and 11 menyediakan output PWM 8 bit.
- **SPI** : 10 (SS), 11 (MOSI), 12 (MISO), 13 (SCK). Pin ini mendukung komunikasi SPI menggunakan *SPI Library*

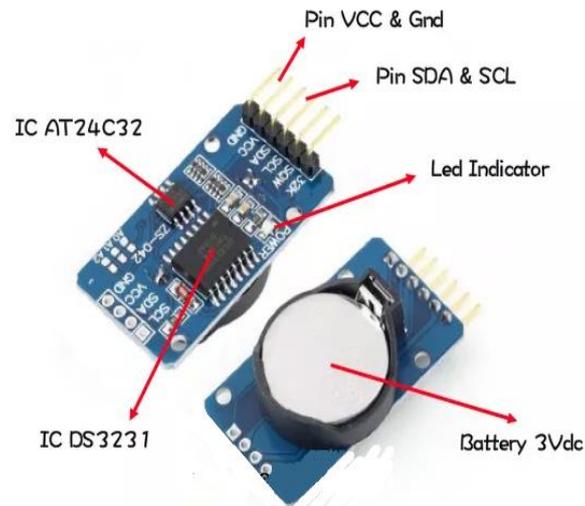
- **LED** : 13 Built-in LED terhubung dengan Pin Digital 13.
- **I2C** : A4 adalah pin SDA dan A5 adalah pin SCL. Komunikasi I2C menggunakan *wire library*.

## 2.6 *Real Time Clock DS3231*

**Module RTC DS3231** adalah salah satu jenis module yang dimana berfungsi sebagai RTC (*Real Time Clock*) atau pewaktuan digital serta penambahan fitur pengukur suhu yang dikemas kedalam 1 module. Selain itu pada modul terdapat IC EEPROM tipe **AT24C32** yang dapat dimanfaatkan juga. Interface atau antarmuka untuk mengakses modul ini yaitu menggunakan I2C atau two wire (SDA dan SCL). Sehingga apabila diakses menggunakan mikrontroler misal Arduino Uno pin yang dibutuhkan 2 pin saja dan 2 pin power. *Module DS3231 RTC* ini pada umumnya sudah tersedia dengan *battery CR2032 3V* yang berfungsi sebagai *back up* RTC apabila catudaya utama mati.

Dibandingkan dengan RTC DS1302, RTC DS3231 ini memiliki banyak kelebihan. Sebagai contoh untuk *range VCC input* dapat disupply menggunakan tegangan antara 2.3V sampai 5.5V dan memiliki cadangan baterai. Berbeda dengan DS1307, pada DS3231 juga memiliki kristal terintegrasi (sehingga tidak diperlukan kristal eksternal), sensor suhu, 2 alarm waktu terprogram, pin *output* 32.768 kHz untuk memastikan akurasi yang lebih tinggi. Selain itu, terdapat juga EEPROM AT24C32 yang bisa memberi anda 32K EEPROM untuk menyimpan data, ini

adalah pilihan terbaik untuk aplikasi yang memerlukan untuk fitur data *logging* dengan presisi waktu yang lebih tinggi.



Gambar 2.14 Bentuk RTC DS3231  
(Teknik Elektronika, 2016)

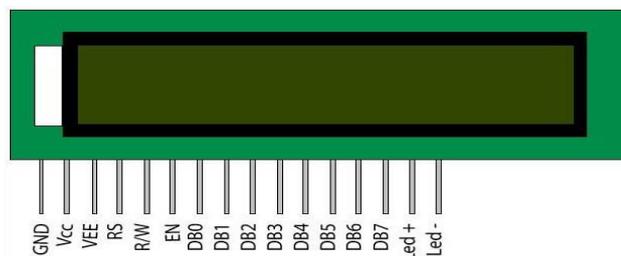
RTC DS3231 ini juga mempunyai beberapa spesifikasi dan fitur, yaitu :

- RTC yang sangat akurat mengelola semua fungsi pengatur waktu
- Jam *Real Time* menghitung detik, menit, jam, tanggal, bulan, hari dalam seminggu, dan tahun dengan kompensasi tahun lawan berlaku hingga 2100
- Akurasi  $\pm 2\text{ppm}$  dari  $0^{\circ}\text{C}$  sampai  $+40^{\circ}\text{C}$
- Akurasi  $\pm 3.5\text{ppm}$  dari  $-40^{\circ}\text{C}$  sampai  $+85^{\circ}\text{C}$
- Digital temperatur sensor *output*  $\pm 3^{\circ}\text{C}$  akurasi
- Mendaftar untuk *Aging Trim*
- *Activate-Low RST Output/ Pushbutton Reset Debounce Input*
- *Two Time-of-Day Alarms*
- *Output Programmable Square-Wave Output*
- Antarmuka serial sederhana menghubungkan ke kebanyakan mikrokontroler
- Kecepatan data transfer *I2C Interface* (400kHz)
- Masukan cadangan baterai untuk pencatatan waktu secara terus menerus
- *Low Power Operation* memperpanjang waktu jalankan baterai cadangan

- Rentang suhu operasional : komersial (0°C sampai +70°C) dan industri (-40°C sampai +85°C)
- Tegangan operasi : 3,3-5,55 V
- Chip jam : chip *clock* presisi tinggi DS3231
- Ketepatan jam : kisaran 0-40, akurasi 2ppm, kesalahannya sekitar 1 menit
- Output gelombang persegi yang dapat diprogram
- Sensor suhu chip hadir dengan akurasi 3
- Chip memori : AT24C32 (kapasitas penyimpanan 32K)
- Antarmuka bus IIC, kecepatan transmisi maksimal 400kHz (tegangan kerja 5V)
- Dapat mengalir dengan perangkat IIC lainnya, alamat 24C32 dapat disingkat A0/ A1/ A2
- Ukuran : 38mm (panjang), 22mm (lebar), 14mm (tinggi)
- Berat : 8g

## 2.7 LCD 16x2

LCD 16×2 adalah salah satu penampil yang sangat populer digunakan sebagai interface antara mikrokontroler dengan user nya. Dengan penampil LCD 16×2 ini user dapat melihat/memantau keadaan sensor ataupun keadaan jalanya program. Penampil LCD 16×2 ini bisa di hubungkan dengan mikrokontroler apa saja. Salah satunya dari keluarga AVR ATmega baik ATmega32, ATmega16 ataupun ATmega8535 dan ATmega 8.



Gambar 2.15 Bentuk LCD 16x2

(Egi Anugrah, 2016)

Dari gambar di atas tersebut dapat dilihat bahwa LCD 16×2 mempunya 16 pin. Sedangkan pengkabelanya adalah sebagai berikut :

1. Kaki 1 dan 16 terhubung dengan Ground (GND)
2. Kaki 2 dan 15 terhubung dengan VCC (+5V)
3. Kaki 3 dari LCD 16×2 adalah pin yang digunakan untuk mengatur kontras kecerahan LCD. Jadi kita bisa memasang sebuah trimpot 10k untuk mengatur kecerahannya. Pemasangannya seperti terlihat pada rangkaian tersebut. Karena LCD akan berubah kecerahannya jika tegangan pada pin 3 ini di turunkan atau dinaikan.
4. Pin 4 (RS) dihubungkan dengan pin mikrokontroler
5. Pin 5 (RW) dihubungkan dengan GND
6. Pin 6 (E) dihubungkan dengan pin mikrokontroler
7. Sedangkan pin 11 hingga 14 dihubungkan dengan pin mikrokontroler sebagai jalur datanya.

## **2.8 Motor Servo SG90**

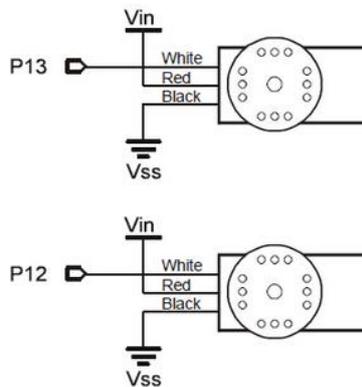
Motor servo adalah sebuah motor DC yang dilengkapi rangkaian kendali dengan sistem *closed feedback* yang terintegrasi dalam motor tersebut. Pada motor servo posisi putaran sumbu (*axis*) dari motor akan di informasikan kembali ke rangkaian kontrol yang ada di dalam motor servo.

Motor Servo disusun dari sebuah motor DC, gearbox, variabel resistor (VR) atau potensiometer dan rangkaian kontrol. Potensiometer berfungsi untuk menentukan batas maksimum putaran sumbu (*axis*) motor servo. Sedangkan sudut dari sumbu motor servo diatur berdasarkan lebar pulsa pada pin kontrol motor servo. Pada rancang bangun ini, penulis menggunakan motor servo jenis TowerPro SG90S. Motor servo memiliki bentuk fisik yang kecil dan ringan dengan daya output yang tinggi. Servo ini dapat berputar sekitar 180 derajat yaitu 90 derajat searah jarum jam maupun sebaliknya.



Gambar 2.16 Motor Servo SG90S

(Gadget Kudus, 2018)



Gambar 2.17 Simbol Elektronik Motor Servo

(Gadget Kudus, 2018)

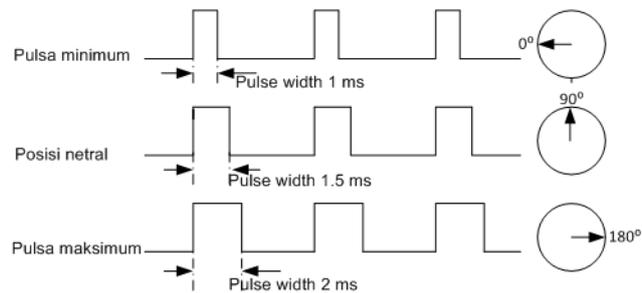
### 2.8.1 Prinsip Kerja Motor Servo

Sebenarnya prinsip kerja dari motor servo tak jauh berbeda dibanding dengan motor DC yang lain. Hanya saja motor ini dapat bekerja searah maupun berlawanan searah jarum jam. Derajat putaran dari motor servo juga dapat dikontrol dengan mengatur pulsa yang masuk ke dalam motor tersebut.

Motor servo akan bekerja dengan baik bila pin kontrolnya diberikan sinyal PWM dengan frekwensi 50 Hz. Frekwensi tersebut dapat diperoleh ketika kondisi *Ton duty cycle* berada di angka 1,5 ms. Dalam posisi tersebut rotor dari motro berhenti tepat di tengah-tengah alias sudut nor derajat atau netral.

Pada saat kondisi *Ton duty cycle* kurang dari angka 1,5 ms, maka rotor akan berputar berlawanan arah jarum jam. Sebaliknya pada saat kondisi *Ton duty cycle* lebih dari angka 1,5 ms, maka rotor akan berputar searah jarum jam.

Pada rancang bangun ini, penulis menggunakan motor servo jenis TowerPro SG90S. TowerPro SG90S memiliki bentuk fisik yang kecil dan ringan dengan daya output tinggi. Servo ini dapat berputar sekitar 180 derajat yaitu 90 derajat searah jarum jam maupun sebaliknya.



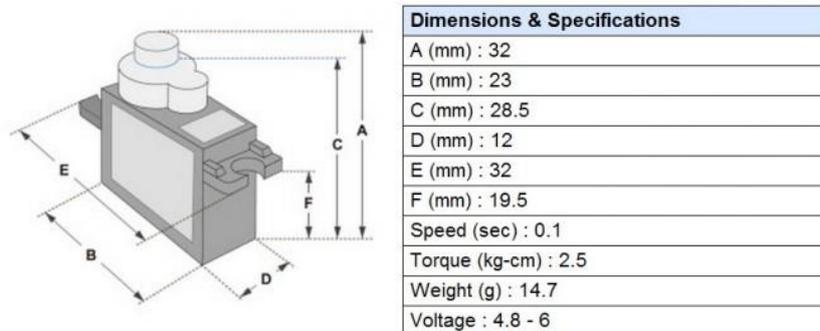
Gambar 2.18 Pulsa Kendali Motor Servo

(Admin Belajar Elektronika, 2017)

### 2.8.2 Spesifikasi Motor Servo TowerPro SG90S

Dimensi	: 23x29x12.2 mm
Berat	: 9g (hanya motor)
Kecepatan reaksi	: 0.1 detik / 60 derajat (4.8V tanpa beban)
<i>Stall Torque</i>	: 1.6 kg/cm
Suhu Kerja	: 0-55 C
<i>Dead Band Width</i>	: 10uSec
Tegangan Kerja	: 4.8v
Material Gear	: Nylon
Mode	: Analog

Panjang Kabel :  $150\text{mm}^2$



Gambar 2.19 Spesifikasi dan Dimensi Motor Servo SG90S

(Data Sheet Servo Motor SG90)

## 2.9 Buzzer

Sebuah komponen elektronika yang dapat mengubah sinyal listrik menjadi getaran suara. *Buzzer* ini biasa dipakai pada sistem alarm. Juga bisa digunakan sebagai indikasi suara.

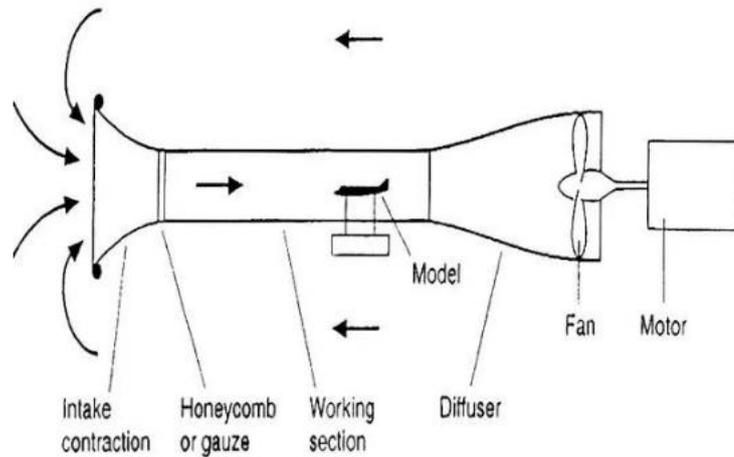


Gambar 2.20 Buzzer

(Teknik Elektronika, [2015](#))

*Buzzer* adalah komponen elektronika yang tergolong transduser. Sederhananya *buzzer* mempunyai 2 buah kaki yaitu *positive* dan *negative*. Untuk menggunakannya secara sederhana kita bisa memberi tegangan *positive* dan *negative* 3 – 12V.

## 2.10 Terowongan Angin (*wind tunnel*)



Gambar 2.21 Terowongan Angin

([Aero Engineering, 2017](#))

*Wind Tunnel* (Terowongan Angin) adalah alat penghasil angin buatan yang digunakan untuk mengetahui aliran udara di sekitar benda yang ingin diuji serta untuk mengetahui gaya-gaya yang ditimbulkan. Ahli aerodinamika menggunakan *wind tunnel* untuk menguji model pesawat yang diusulkan. Di dalam *wind tunnel*, insinyur dapat dengan hati-hati mengontrol kondisi aliran yang mempengaruhi gaya pada pesawat. Dengan melakukan pengukuran yang cermat terhadap gaya pada model, insinyur dapat memprediksi kekuatan pada pesawat skala penuh. Dan dengan menggunakan teknik diagnostik khusus, insinyur dapat lebih memahami dan meningkatkan kinerja pesawat. *Wind tunnel* biasanya dirancang untuk tujuan dan rentang kecepatan tertentu. Berikut ini adalah bagian-bagian utama dari terowongan angin (*wind tunnel*):

- Intake: Bagian ini adalah bagian masuknya udara luar menuju *test section* yang berfungsi untuk “mengatur” aliran udara agar tidak terjadi perubahan kecepatan yang mendadak. Pada bagian ini juga biasanya terdapat *honey comb* yaitu semacam *screen* berbentuk jaring-jaring dengan pola sarang lebah (*honey comb*) yang berfungsi untuk meluruskan aliran udara masuk, hal ini sangat mempengaruhi

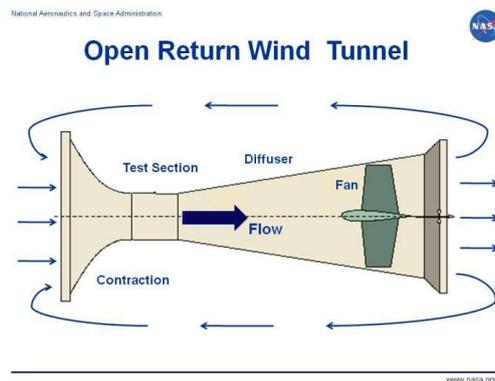
hasil pengukuran model dan sangat mempengaruhi hasil visualisasi aliran.

- *Working Section*: Bagian ini berfungsi untuk meletakkan model yang akan diuji sehingga biasanya tembus pandang. Pada bagian ini juga terdapat alat ukur *lift*, *drag*, *moment* dll. Udara yang melalui *working section* harus se-“halus” mungkin atau se-homogen mungkin. Tingkat kehalusan aliran ini dapat dicapai dengan desain *intake* dan *diffuser* yang baik dan peran *honey comb* dominan disini.
- *Diffuser*: Berfungsi untuk memperlambat aliran secara teratur dari *test section* menuju *fan*. Aliran masuk menuju *fan* haruslah serendah mungkin untuk memaksimalkan efisiensi *fan*. Perubahan kecepatan yang mendadak dari *test section* menuju *fan* dapat membuat aliran pada *test section* menjadi tidak bersih serta mengurangi homogenitas dan hal ini juga membuat daya yang dikeluarkan *fan* lebih besar.
- *Fan* dan Motor: Kedua bagian ini adalah sumber daya penggerak udara agar mengalir dari *intake* hingga ke *diffuser*. Terdapat dua jenis *wind tunnel* yaitu *open-cycle* dan *close-cycle*. Pada jenis *open-cycle*, *fan* berfungsi untuk menghisap udara dari bagian belakang dan langsung dibuang ke lingkungan sekitar. sedangkan pada jenis *closed-cycle*, udara buangan *fan* “diputar” kembali masuk ke *intake*.

*Wind tunnel* juga memiliki dua jenis yaitu sistem terbuka (*open jet type*) dan sistem tertutup (*close jet type*).

### A. Sistem Terbuka

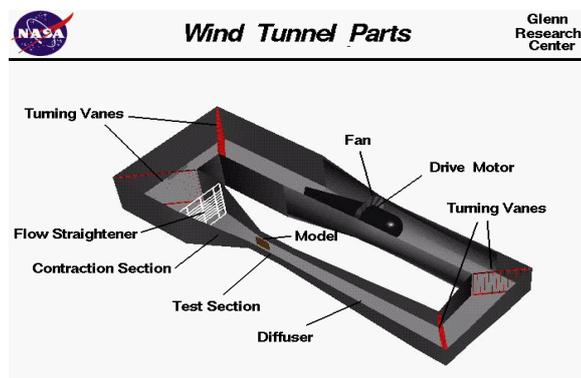
Pada terowongan angin sistem terbuka, penampang ruang percobaan jauh lebih lebar dibandingkan dengan kolektornya. Dan pada sistem terbuka konstruksi lebih sederhana, murah, hemat ruangan dan tidak dipengaruhi oleh fluktuasi temperatur.



Gambar 2.22 *Close jet type Wind Tunnel*  
(NASA, 2015)

### B. Sistem Tertutup

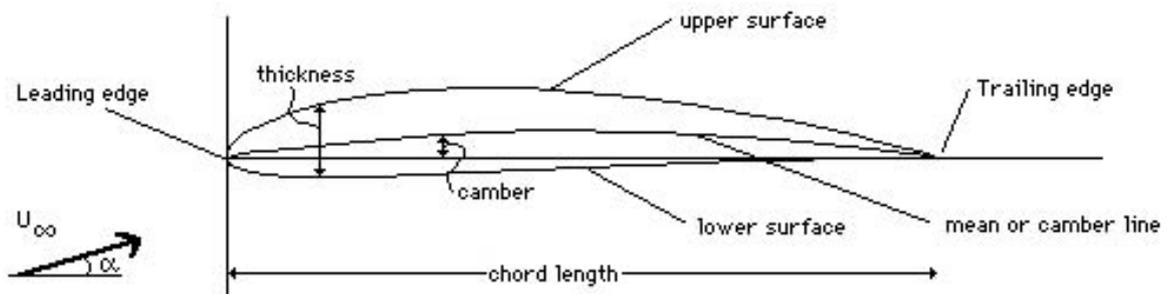
Pada sistem tertutup ruang percobaan merupakan suatu ruangan yang sama sekali tertutup, sistem ini udara disirkulasikan sepanjang terowongan angin sehingga ukurannya lebih besar, mahal dan lebih sulit juga untuk dibuat. Untuk sistem ini model yang akan di test nantinya diletakkan di dalam ruang yang tertutup dan semua alat-alat ukur (*instrument*) serta pengendaliannya dipasang di luarnya.



Gambar 2.23 *Open jet type Wind Tunnel*  
(NASA, 2015)

## 2.11 Airfoil NACA (National Advisory Commiter for Aeronautics)

NACA *airfoil* adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*.



Gambar 2.24 Airfoil NACA

(Airfoiltools, [2016](#))

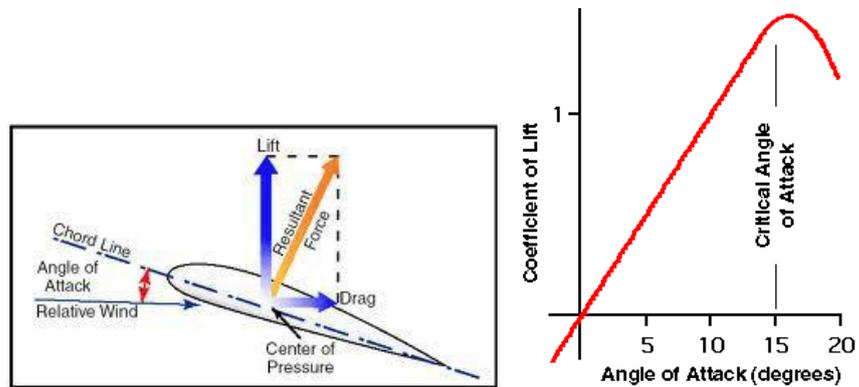
Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa CL, dan kemudian akan terkait dengan *lift* (gaya angkat yang dihasilkan). Sampai sekitar Perang Dunia II, *airfoil* yang banyak digunakan adalah hasil riset Gottingen. Selama periode ini banyak pengajuan *arifoil* dilakukan diberbagai negara, namun hasil riset NACA lah yang paling terkemuka. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan atau thickness serta pengujiannya dilakukan pada bilangan Reynold yang lebih tinggi dibanding yang lain. Hal ini sering dirangkum oleh beberapa parameter seperti: ketebalan maksimum, maksimum bentuk melengkung, posisi max ketebalan, posisi maks bentuk melengkung, dan hidung jari-jari. Suatu *airfoil* terdiri dari:

- A. Permukaan atas (*Upper Surface*).
- B. Permukaan bawah (*Lowerer Surface*).
- *Mean camber line* adalah tempat kedudukan titik-titik antara permukaan atas dan bawah airfoil yang diukur tegak lurus terhadap mean camber line itu sendiri.

- *Leading edge* adalah 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*.

Jika airfoil dikenai aliran udara, maka bentuk *camber* (lengkung) dari airfoil menghasilkan distribusi kecepatan dan tekanan statik. Kecepatan pada lengkung atas lebih besar dari pada kecepatan pada lengkung bawah, dan sesuai dengan Hukum Bernoulli maka tekanan statik pada lengkung bawah lebih besar dari pada lengkung atas. Perbedaan tekanan statik antara permukaan bawah airfoil yang lebih tinggi dari pada tekanan statik pada permukaan airfoil atas, menghasilkan resultante gaya yang disebut gaya aerodinamik. Gaya aerodinamik ( $R$ ) dapat diuraikan menjadi dua komponen gaya, yaitu gaya angkat atau lift ( $L$ ) dan gaya hambat atau drag ( $D$ ). *Lift* ( $L$ ) adalah komponen gaya aerodinamik yang tegak lurus *relative wind* (vector kecepatan udara relatif terhadap sayap), sedangkan *drag* ( $D$ ) adalah komponen gaya aerodinamik yang sejajar dengan *relative wind*.

*Lift* merupakan fungsi dari kecepatan udara relatif, density udara, luas sayap, dan koefisien gaya angkat ( $CL$ ). Besar koefisien gaya angkat dipengaruhi oleh bentuk geometri sayap dan sudut serang atau *angle of attack* ( $\alpha$ ). Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh *relative wind* dan *chord*. Pada saat besar sudut  $\alpha$  rendah sampai sedang, harga  $CL$  meningkat secara linear terhadap penambahan  $\alpha$ . Pada saat mendekati sudut serang *stall*, peningkatan  $CL$  menjadi lebih kecil dibanding dengan peningkatan  $\alpha$ , sehingga kurva  $\alpha$  versus  $CL$  berbentuk parabolis. Akhirnya pada saat sudut serang *stall* dilampaui ( $\alpha_{STALL}$ ), maka harga  $CL$  turun dan fenomena inilah yang disebut *stall*.



Gambar 2.25 Kurva CL versus *Angle of Attack*  
(Rifdian, 2013)

- *Lift* yang dihasilkan sayap dinyatakan sebagai berikut :

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \dots\dots\dots(2.1)$$

- Koefisien gaya angkat/Cofesient Lift (CL), bisa dihitung :

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \dots\dots\dots(2.2)$$