

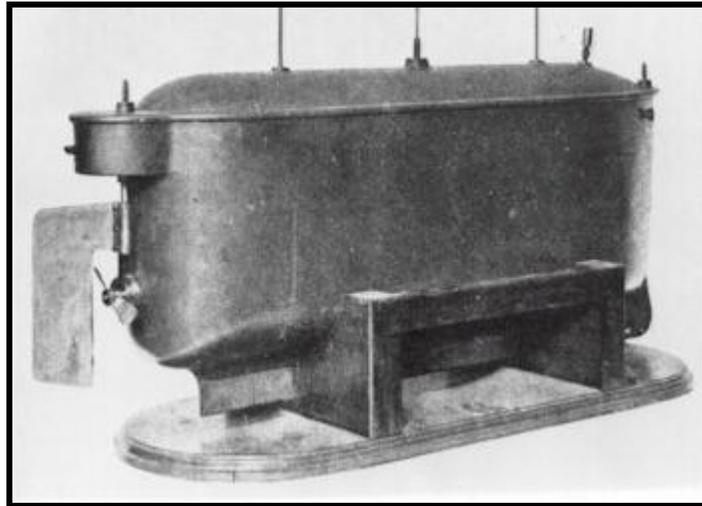
II. TINJAUAN PUSTAKA

A. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau disebut wahana udara tak berawak merupakan sebuah wahana terbang yang mempunyai kemampuan dapat beroperasi tanpa adanya pilot didalam wahana tersebut.

UAV merupakan wahana udara tak berawak yang salah satu pengoperasiannya dengan cara dikendalikan dari jarak jauh. UAV dapat berupa, pesawat atau helikopter yang menggunakan sistem navigasi mandiri. Pada dasarnya pesawat, atau helikopter dapat dipertimbangkan untuk menjadi kendaraan udara yang dapat melakukan misi yang berguna dan dapat dikendalikan dari jauh atau memiliki kemampuan terbang secara otomatis.^[1]

Departmen Pertahanan Amerika Serikat mendefinisikan UAV sebagai wahana udara yang tidak membawa pilot, menggunakan sifat aerodinamis sebagai daya angkat, memiliki kemampuan terbang secara *autonomous* maupun dapat dikendalikan dari jarak jauh, dapat dikembangkan, dan mampu membawa *payload* yang mematikan maupaun tidak mematikan.



Gambar 2.1 Perahu *boat* Nikola Tesla [<http://www.tfcbooks.com>]

Demonstrasi perahu *boat* (Gambar 2.1) yang dikendalikan dari jauh oleh Nikola Tesla pada tahun 1898 merupakan awal dari diciptakannya RC (*Radio Control*) yang menjadi perintis berkembangnya teknologi UAV sampai saat ini. Dalam beberapa abad terakhir, UAV telah digunakan diberbagai bidang antara lain, bidang pertanian, meteorologi, hingga riset untuk kepentingan militer.

1. Manfaat UAV

Hingga saat ini UAV umumnya digunakan untuk kepentingan militer. namun demikian UAV juga dapat digunakan untuk kepentingan manusia seperti survei udara dan sipil yang sangat diperlukan oleh pemerintah maupun pihak swasta di Indonesia. Biaya survei udara dengan pesawat tanpa awak jauh lebih hemat dibandingkan dengan pesawat berawak. Tingkat resiko yang dimiliki juga sangat rendah, terutama apabila diperlukan pengamatan atau pengintaian daerah konflik dan berbahaya. Kemampuan terbang di ketinggian rendah (sekitar 250 m dari atas permukaan tanah)

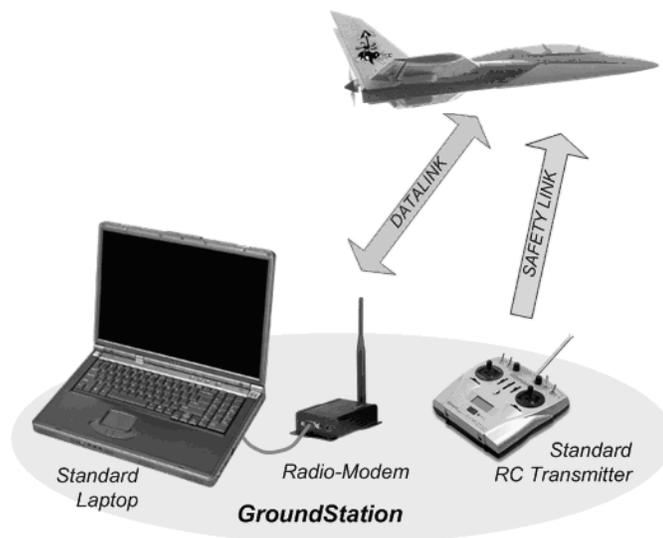
dapat menghasilkan foto udara yang sangat teliti hingga skala 1:1000.^[2] Berikut ini adalah beberapa contoh manfaat UAV untuk kepentingan kemanusiaan :

- a. Pengawasan hutan dapat dilakukan secara berlanjut dan terus menerus, sehingga dapat mengurangi kegiatan pembalakan liar.
- b. Dapat mengawasi lalu lintas jalan yang rawan akan kemacetan, sehingga antisipasi kemacetan dapat dilakukan lebih dini.
- c. Dapat melakukan pencarian maupun penyelamatan didaerah-daerah yang sedang terjadi bencana, terutama yang sulit dijangkau oleh manusia, seperti kebakaran hutan, banjir, gempa bumi, dan tanah longsor.
- d. Pengawasan dan pemeliharaan jalur pipa yang memiliki jarak beratus-ratus mil dengan melewati daerah-daerah yang terisolir membutuhkan biaya yang besar dan tenaga manusia yang banyak. Kerusakan yang tidak terdeteksi atau sabotase katup dapat menimbulkan bencana lingkungan dan kerugian dalam hal biaya. Hal ini dapat dilakukan dengan menggunakan UAV sebagai *pipeline patrol*.^[3]
- e. Pengambilan gambar dari udara untuk menganalisis keadaan tanah menggunakan pencitraan *multispectral*. September 2002, UAV *Pathfinder-Plus* digunakan untuk mengumpulkan pencitraan *multispectral* resolusi tinggi mengenai suatu tempat dari perkebunan kopi Kauai, perkebunan kopi terbesar di Amerika. Sistem pencitraan dari dua kamera digital akan dianalisa untuk pemetaan ladang kopi yang telah masak, untuk identifikasi masalah pengairan dan perkembangan rumput liar.^[3]

Begitu besarnya peran UAV untuk kepentingan kemanusiaan, sehingga UAV dapat digunakan untuk membantu pekerjaan-pekerjaan yang membutuhkan pengawasan dan memiliki resiko yang besar untuk dilakukan.

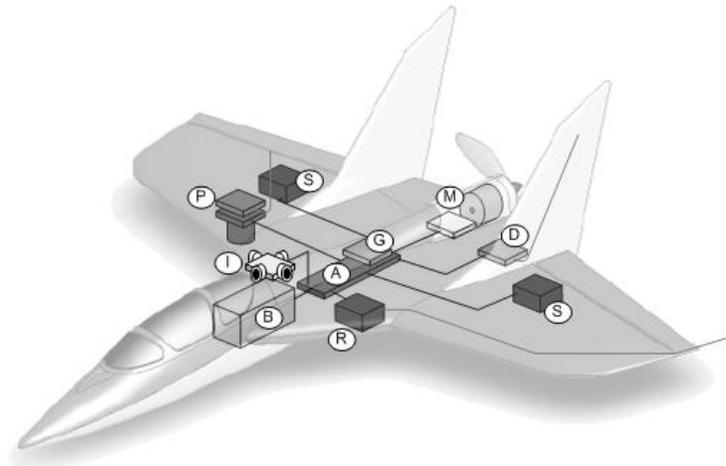
2. Bagian-bagian penyusun UAV ^[3]

Secara umum sistem UAV dibentuk oleh beberapa bagian yang saling berinteraksi, seperti pesawat, dan stasiun kontrol bumi.



Gambar 2.2 Sistem UAV secara umum

Pesawat merupakan bagian terpenting dari UAV itu sendiri. Adapun bagian penyusun pesawat dapat dilihat pada gambar.



Gambar 2.3 Bagian-bagian dari wahana udara tak berawak

A = Autopilot kontrol

B = Baterai

D = *Datalink* radio modem dan antena

G = Penerima GPS

I = Sensor IR

M = Motor dan kontrol

R = Penerima RC dan antena

S = Servo

P = *Payload*, kamera dan pemancar video

Stasiun kontrol bumi terdiri dari sebuah komputer, pemancar RC, dan radio modem.

3. UAV berdasarkan konfigurasi *Airframe*

Jika dilihat dari konfigurasi *airframe*, UAV dapat dibedakan menjadi 2 jenis yaitu *fixed-wing* dan *rotary-wing*. *Fixed-wing* merupakan UAV yang bentuk sayapnya merupakan sudah tetap dan merupakan komponen gerak dari pesawat tersebut, untuk jenis *Rotary-wing* merupakan UAV yang komponen geraknya berupa baling-baling yang berputar (*rotor*). Berikut adalah contoh *fixed-wing* dan *rotary-wing*:



Gambar 2.4 *Rotary wing* (atas) dan *fixed-wing* (bawah)

B. Multirotor/Multicopter UAV

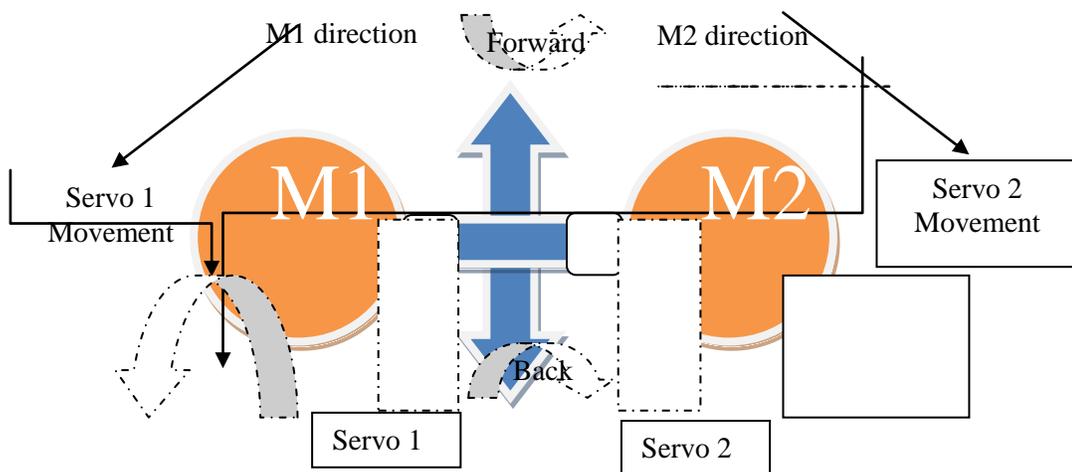
Multirotor merupakan salah satu UAV yang dengan konfigurasi *rotary-wing*. Pada multirotor sistem penggerak menggunakan 2 rotor atau lebih. Kontrol gerak dihasilkan dengan mengatur kecepatan rotor untuk mengubah torsi dan gaya dorong dari masing-masing rotor.^[4]

Dalam perkembangannya hingga saat ini, UAV dengan jenis multirotor memiliki perbedaan dalam banyaknya penggunaan rotor. Adapun jenis-jenis tersebut adalah sebagai berikut:

1. Bicopter

Adalah salah satu jenis multirotor dengan jumlah rotor yang digunakan adalah 2 buah dengan tambahan 2 buah motor *servo* sebagai kontrol gerakan pada wahana ini.

Berikut adalah konfigurasi pada bicopter:



Gambar 2.5 Konfigurasi pada Bicopter

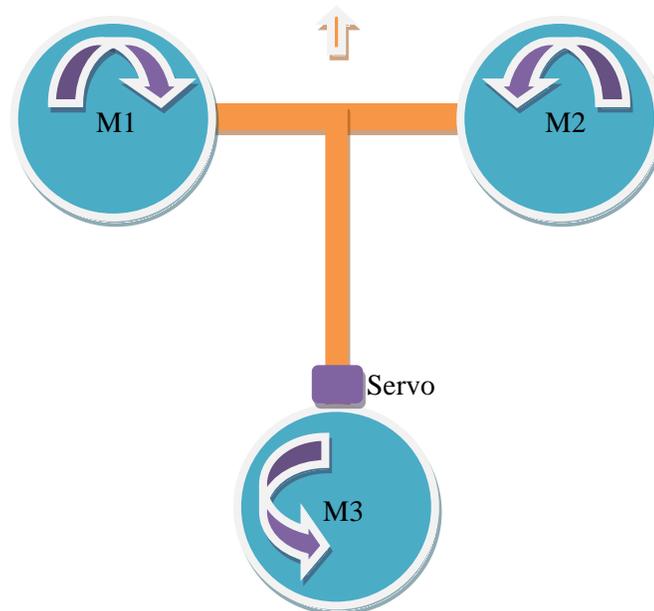
Sistem kendali pada bicopter yakni dengan mengatur arah kedua buah motor dengan motor *servo* dan mengatur kecepatan kedua buah motor tersebut, dengan pengaturan sebagai berikut:

- Forward* : kedua buah servo digerakan kearah depan
- Back* : kedua buah servo digerakan kearah belakang
- Turn left* : M1 dikurangi kecepatannya, dan M2 ditambah

d. *Turn right* : M2 dikurangi kecepatannya, dan M1 ditambah

2. Tricopter

Adalah salah satu jenis multirotor dengan jumlah rotor yang digunakan adalah 3 buah dengan tambahan 1 buah motor *servo* sebagai kontrol gerakan pada wahana ini. Berikut adalah konfigurasi pada tricopter:



Gambar 2.6 Konfigurasi pada Tricopter

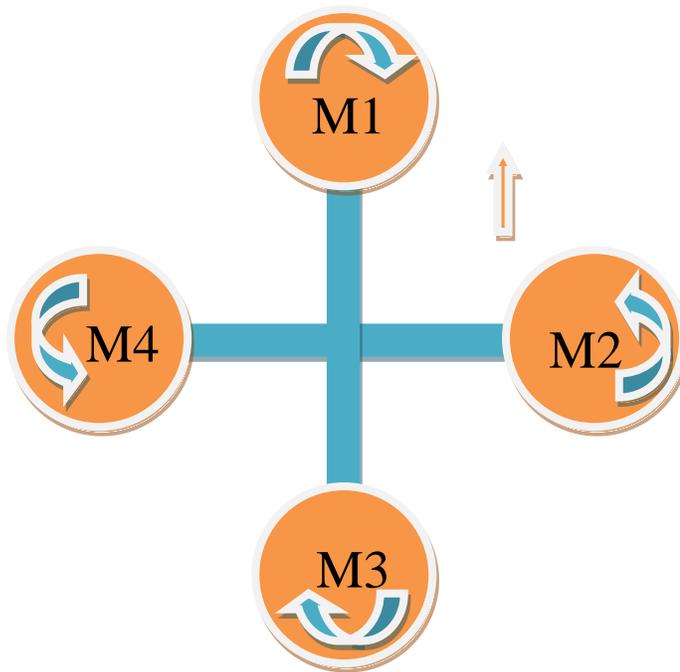
Sistem kendali pada tricopter yakni dengan mengatur arah motor M3 dengan motor *servo* dan mengatur kecepatan kedua buah motor tersebut, dengan pengaturan sebagai berikut:

- a. *Forward* : M1 dan M2 dikurangi kecepatannya, M3 ditambah
- b. *Back* : M1 dan M2 dikurangi kecepatannya, M3 ditambah

- c. *Turn left* : M1, M2, dan M3 berputar pada kecepatan yang sama, dan *servo* diarahkan kekanan
- d. *Turn right* : M1, M2, dan M3 berputar pada kecepatan yang sama, dan *servo* diarahkan kekiri

3. Quadcopter/Quadrotor

Adalah salah satu jenis multirotor dengan jumlah rotor yang digunakan adalah 4 buah sebagai kontrol gerakan pada wahana ini. Quadcopter atau quadrotor, berdasarkan sistem konfigurasinya dibedakan atas quadcopter P dan quadcopter X, dapat dilihat pada berikut:

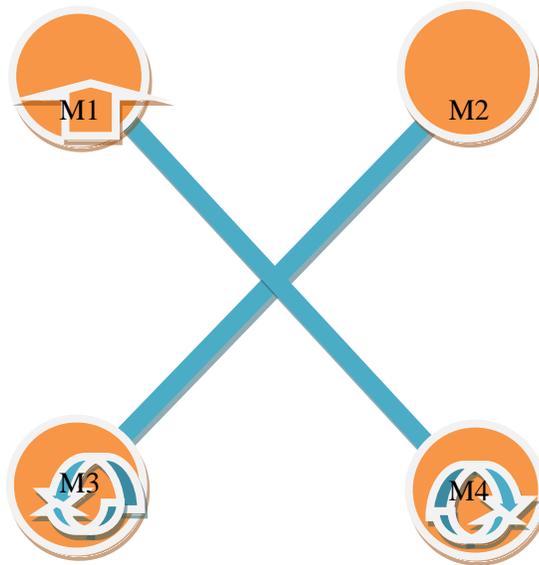


Gambar 2.7 Konfigurasi pada quadcopter P

Sistem kendali pada quadcopter P yakni dengan mengatur kecepatan masing-masing motor sehingga menimbulkan torsi yang berbeda, dengan pengaturan sebagai berikut:

- a. *Forward* : M2 dan M4 berputar pada kecepatan yang sama, M1 dengan kecepatan lebih rendah dibanding M3
- b. *Back* : M2 dan M4 berputar pada kecepatan yang sama, M3 dengan kecepatan lebih rendah dibanding M1
- c. *Turn left* : M1 dan M3 berputar pada kecepatan yang sama, M4 dengan kecepatan lebih rendah dibanding M3
- d. *Turn right* : M1 dan M3 berputar pada kecepatan yang sama, M3 dengan kecepatan lebih rendah dibanding M4

Pada quadcopter X konfigurasi dapat dilihat pada gambar berikut:



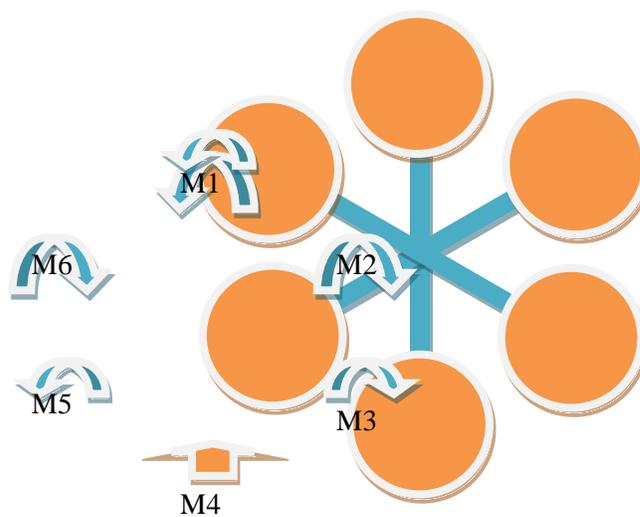
Gambar 2.8 Konfigurasi pada quadcopter X

Sistem kendali pada quadcopter X yakni dengan mengatur kecepatan masing-masing motor sehingga menimbulkan torsi yang berbeda, dengan pengaturan sebagai berikut:

- a. *Forward* : M1 dan M2 berputar kecepatan lebih rendah dibanding M3 dan M4
- b. *Back* : M3 dan M4 berputar kecepatan lebih rendah dibanding M1 dan M2
- c. *Turn left* : M1 dan M3 berputar kecepatan lebih rendah dibanding M2 dan M4
- d. *Turn right* : M2 dan M4 berputar kecepatan lebih rendah dibanding M1 dan M3

4. Heksacropter

Adalah salah satu jenis multirotor dengan jumlah rotor yang digunakan adalah 6 buah sebagai kontrol gerakan pada wahana ini. Adapun konfigurasi pada hexacropter adalah sebagai berikut:



Gambar 2.9 Konfigurasi pada heksacopter

Sistem kendali pada heksacopter yakni dengan mengatur kecepatan masing-masing motor sehingga menimbulkan torsi yang berbeda, dengan pengaturan sebagai berikut:

- a. *Forward* : M1, M2, M6 berputar dengan kecepatan yang lebih rendah dibandingkan dengan kecepatan M3, M4, dan M5.
- b. *Back* : M3, M4, M5 berputar dengan kecepatan yang lebih rendah dibandingkan dengan kecepatan M1, M2, dan M6.
- c. *Turn left* : M1, M2, M3, dan M4 berputar kecepatan lebih rendah dibanding M5 dan M6.
- d. *Turn right* : M1, M6, M5, dan M4 berputar kecepatan lebih rendah dibanding M2 dan M3.

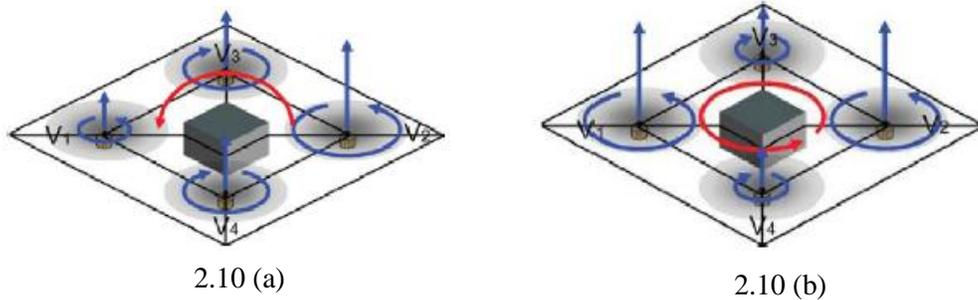
Pada penelitian ini, menggunakan multirotor quadcopter , dikarenakan quadcopter memiliki beberapa keunggulan sebagai berikut:

1. Biaya lebih murah dibandingkan dengan hexacopter.
2. Memiliki efisiensi yang lebih lama dibandingkan hexacopter.
3. Memiliki daya angkut *payload* lebih besar dibandingkan bicopter, dan tricopter.
4. Mudah dioperasikan.
5. Memiliki kestabilan yang lebih baik dibanding bicopter dan tricopter.

C. Quadrotor/Quadcopter ^[5]

Quadrotor memiliki 4 buah motor yang masing-masing dapat bergerak bersamaan ataupun tidak. Jika menginginkan suatu perpindahan dalam satu titik ke titik lain

(satu tempat ke tempat lain) dibutuhkan diferensial kecepatan pada motor quadrotor. Karena prinsip kerja dari pergerakan quadrotor bertitik pada kecepatan motor masing-masing sisi.



Gambar 2.10 Quadrotor helikopter dikontrol dengan memvariasikan . (a) *Pitch* dan *roll* sehingga torsi yang dihasilkan secara independen dengan mengontrol kecepatan relatif dari rotor pada sisi berlawanan helikopter. (b) torsi *yaw* dihasilkan dengan mengendalikan kecepatan relatif motor, yang berputar terbalik untuk menghasilkan reaksi torsi total yang berbeda-beda pada tiap motor.

Percepatan vertikal dikendalikan oleh kecepatan total dari semua rotor, dan percepatan lateral dikendalikan melalui *pitch* dan *roll* pesawat.^[5]

Torsi dihasilkan oleh rotor dengan persamaan berikut:

$$Q = K_q \cdot I \tag{2.1}$$

$$V = R_a I + K_e \omega \tag{2.2}$$

Dimana Q adalah torsi yang dihasilkan dari rotor, V adalah tegangan yang melewati rotor, I adalah arus yang berada di rotor, dan ω adalah sudut yang dihasilkan ketika rotor berputar. K_q , K_e , dan R_a merupakan konstanta dari spesifikasi motor yang digunakan, dimana K_q adalah torsi motor, K_e adalah kecepatan motor yang berkaitan dengan EMF, dan R_a adalah resistansi total dari rotor.

Konversi dari tegangan kedalam bentuk daya, menghasilkan:

$$P = IV = \frac{Q}{Kq} V \quad (2.3)$$

Dimana torsi dapat disamakan dengan daya yang dihasilkan oleh motor dengan daya yang ideal untuk menghasilkan daya dorong dan meningkatkan momentum diudara. Daya ideal adalah torsi motor yang dikalikan dengan kecepatan motor tersebut. Pada saat *hover* atau mengudara, daya didapat dengan:

$$P = T_{vh} \quad (2.4)$$

Dimana v_h , merupakan kecepatan induksi motor pada saat *hover*, yaitu perubahan kecepatan udara yang disebabkan oleh baling-baling. Pada penerbangan umum dilambangkan dengan v_i .

$$v_h = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.5)$$

Dimana T merupakan gaya dorong yang dihasilkan untuk tetap *hover*, $A = \pi R^2$ adalah daerah yang terkena turbulensi oleh rotor, ρ adalah massa jenis udara, dan R adalah jari-jari quadrotor. Hubungan antara tegangan dan gaya dorong didapatkan dengan menyamakan daya yang dihasilkan dengan daya ideal ketika *hover*, sehingga menghasilkan:

$$\frac{Q}{Kq} V = \frac{ktT}{Kq} = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.6)$$

Sehingga,

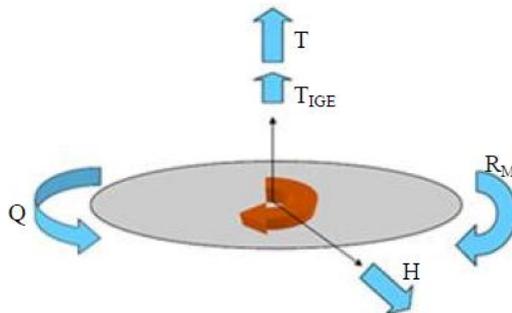
$$T = \frac{2\rho A kt^2}{Kq^2} \quad (2.7)$$

D. Aerodinamika Pada Rotor ^[6]

Sama seperti helikopter konvensional, sebagian besar sifat aerodinamis dari quadcopter dipengaruhi oleh rotor, keadaan alam dan efisiensi daya. Riset di *Australian National University* menunjukkan bahwa kinerja rotor pada helikopter dapat diperoleh dari teori momentum rotor. Kinerja ini sangat penting bahwa wahana *rotary-wing* harus mampu menghasilkan gaya dorong yang cukup mampu melawan setiap hembusan eksternal pada rangka untuk menstabilkan wahana, serta mampu membawa *payload* peralatan seperti kamera, sensor, dan kontroler. Ada lima variabel yang mempengaruhi aerodinamis pada rotor, yaitu:

1. F_{IGE} yaitu variasi dari koefisien *thrust* saat rotor berada dekat dengan permukaan tanah (*ground*).
2. H yaitu gaya horizontal yang timbul karena *propeller*.
3. R_M yaitu *rolling moment*, kombinasi dari kondisi ketika gabungan *lift* sepanjang radius rotor.
4. T yaitu *thrust* atau gaya dorong.
5. Q yaitu moment perpindahan atau pergeseran.

Kelima variabel tersebut dapat di lihat pada gambar berikut:



Gambar 2.11 Gaya aerodinamis dan moments pada sebuah rotor^[6]

E. Lift Force Pada Rotor

Lift atau daya angkat biasanya berhubungan dengan sayap dari sebuah model *airfoil fixed-wing*, namun *lift* juga dapat dihasilkan oleh *propellers*, layang-layang, helikopter, perahu layar bahkan pada bentuk dari sebuah mobil. *Lift* pada dasarnya berarti usaha angkat untuk melawan gravitasi. Ada beberapa teori untuk menjelaskan *lift*, antara lain Prinsip Bernoulli yang menjelaskan bahwa aliran udara merupakan energi yang konstan, ketika udara mengalir pada bagian yang memiliki tekanan udara rendah, maka aliran udara tersebut akan semakin cepat.^[7]

Dari Prinsip Bernoulli, tekanan udara pada bagian atas bergerak lebih cepat dengan demikian tekanan menjadi rendah dibandingkan dengan bagian bawah yang aliran udaranya bergerak lebih lambat. Perbedaan tekanan udara tersebut menghasilkan gaya aerodinamik.

Pada Hukum Newton tentang *Lift and deflection of the flow*, *lift* dihasilkan karena adanya tekanan udara dan gaya tekan dari area *wing*, bahwa tekanan dari luas *wing* tidak menghasilkan gaya yang murni, akan tetapi dibutuhkan perbedaan tekanan untuk menghasilkan *lift*.^[8]

Pada *airfoil* yang simetris, akan menghasilkan *lift* nol dan menghasilkan sudut nol, sudut *lift* disebut *angle of attack* dilambangkan α yaitu sudut antara *airfoil* dan udara yang datang. Sehingga dengan spesifik *angle of attack* diketahui, *lift* dapat dicari dengan persamaan berikut^[9]:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_L \quad (2.8)$$

Keterangan:

ρ = massa jenis udara (1.225 Kg/m³)

v = kecepatan (m/s)

A = luas sayap (m²)

C_L = koefisien *lift* didapat dari *angle of attack Mach number* dan *Reynolds number*^[10]

Pada *rotary-wing lift* tidak dihasilkan oleh *wing* tapi dari *propeller* yang berputar. Sehingga *rotary-wing* mampu *hover*, sehingga A merupakan luas lingkaran yang dihasilkan dari *propeller* dimana $A=2\pi r^2$, r merupakan jari-jari *propeller*. Dan untuk C_L saat *hover* memiliki *angle of attack* dengan sudut 0°, sehingga C_L pada saat *hover* adalah 0.1.^[11] Pada *rotaty wing* v yang dihasilkan adalah kecepatan putar motor per detik pada *pitch propeller*:^[12]

$$v = n \cdot pitch \quad (2.9)$$

Keterangan:

n = kecepatan rotasi motor (rev/sec)

pitch = *propeller pitch* (meter)

F. Brushless Motor^[12]

Brushless Motor adalah jenis motor yang memiliki konstruksi magnet permanen dan sebuah stator berkutub yang dililit kawat. Energi listrik diubah menjadi energi mekanik oleh pengaruh daya tarik menarik antara kekuatan magnet permanen dengan

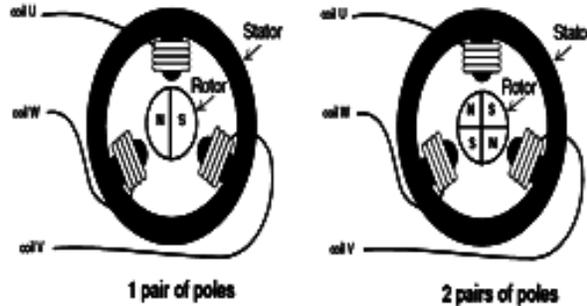
stator berkutub yang dililit kawat tembaga. Bagian-bagian *brushless motor* adalah sebagai berikut:

a. Stator

Dasar dari stator *brushless motor* adalah sebuah stator dengan memiliki tiga buah gulungan.

b. Rotor

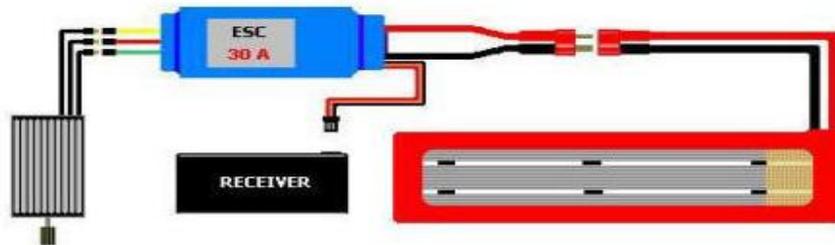
Rotor pada *brushless motor* terdiri dari beberapa magnet permanen. Jumlah kutub magnet di rotor juga mempengaruhi ukuran langkah dan riak torsi dari motor. Jumlah kutub yang banyak akan memberikan gerakan presisi dan riak torsi yang kecil. Magnet permanen terdiri dari 1 sampai 5 pasang kutub. Dalam kasus tertentu bisa 8 pasang kutub.



Gambar 2.12 Tiga Kumparan Stator Tiga Fasa Dan Rotor Motor DC *Brushless*.^[12]

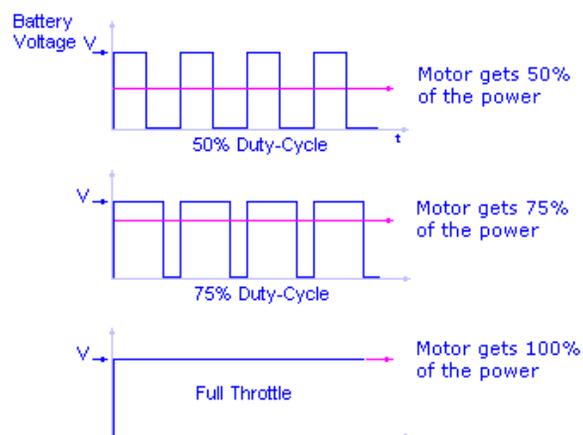
Rotor dari motor DC *brushless* lebih ringan dari pada rotor dari motor DC konvensional yang universal di mana kumparan ditempatkan pada rotor. Untuk mengontrol kecepatan *brushless motor* maka dibutuhkan *Electrical Speed Control* (ESC). ESC merupakan perangkat penting dalam bidang RC *aeromodelling*, dikarenakan ESC adalah perangkat yang mengatur jumlah daya yang masuk ke motor listrik. ESC dihubungkan menerima perintah dari *receiver* remot. ESC menafsirkan

sinyal dari *receiver* dan bekerja untuk memberikan variasi dalam kecepatan motor dan arah dan dapat bertindak sebagai mekanisme pengereman. Berikut adalah diagram dari ESC dan *brushless motor*:



Gambar 2. 13 Diagram sederhana *brushless motor*, ESC, *receiver* dan baterai

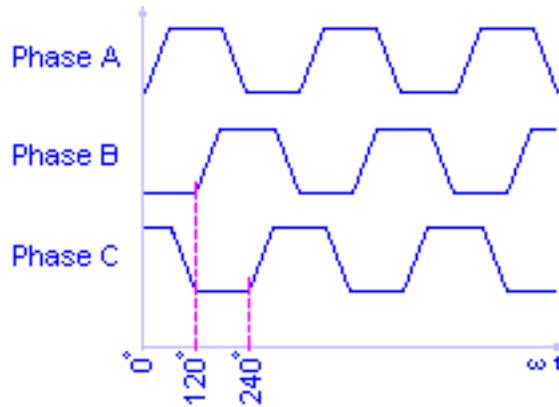
Sinyal pada ESC berupa sinyal *Pulse Width Modulation* (PWM), yang berarti untuk mengontrol kecepatan motor (RPM) maka ESC memvariasikan sinyal PWM sesuai dengan RC *transmitter*. Berikut adalah bentuk sinyal PWM pada ESC dalam mengontrol kecepatan motor:



Gambar 2. 14 Sinyal PWM pada ESC

Pada *brushless motor* tegangan yang dikontrol oleh ESC berjumlah 3 fasa AC motor sinkron. Tiga tegangan berganti-ganti diterapkan pada stator kumparan berurutan dengan pergeseran fasa sehingga menciptakan medan magnet berputar yang diikuti

oleh rotor. Maka dibutuhkan ESC khusus untuk mengubah tegangan DC pada baterai menjadi tiga pulsa tegangan dengan frekuensi 120°. Berikut adalah 3 pulsa tegangan dengan beda frekuensi tiap fasa 120°:



Gambar 2.15 Sinyal pulsa dari ESC *Brushless Motor*

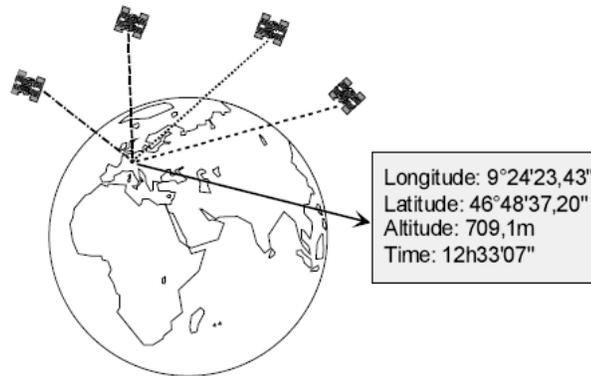
G. Global Positioning System (GPS)

Global Positioning System (GPS) adalah jaringan satelit yang terdiri dari sekitar 24 satelit yang mengelilingi bumi sebanyak dua kali sehari pada ketinggian 11.000 mil.^[13]



Gambar 2.20 Jaringan satelit^[13]

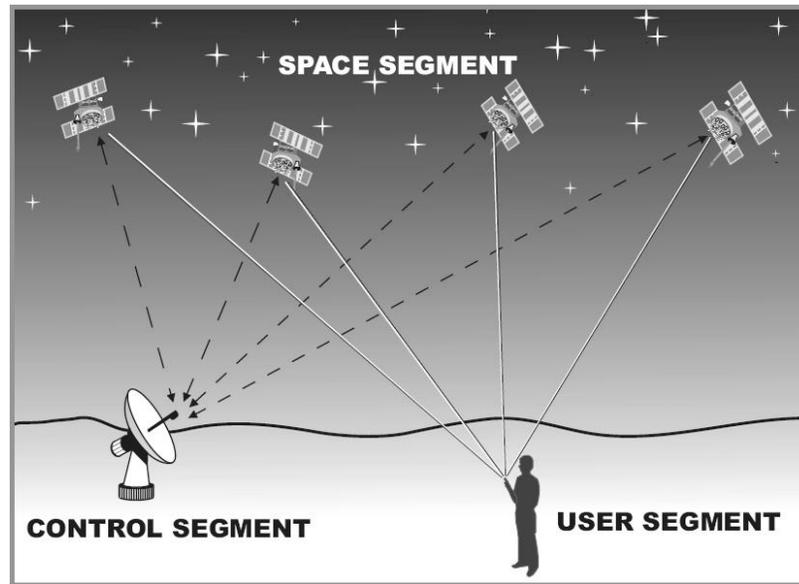
GPS dikembangkan oleh *United States Department of Defense* (DOD) untuk kepentingan militer. Setelah beberapa tahun berlalu GPS telah terbukti dapat berguna untuk kepentingan umum yang bukan militer.^[14]



Gambar 2. 21 Pembacaan posisi pada bumi menggunakan GPS.^[15]

1. Tiga bagian dari GPS ^[13]

Sistem NAVSTAR (*Navigation Satelit Timing and Ranging*, nama resmi departemen pertahanan amerika untuk GPS) terdiri dari bagian luar angkasa (satelit), bagian kendali (stasiun bumi), dan bagian pengguna (pengguna dan penerima).



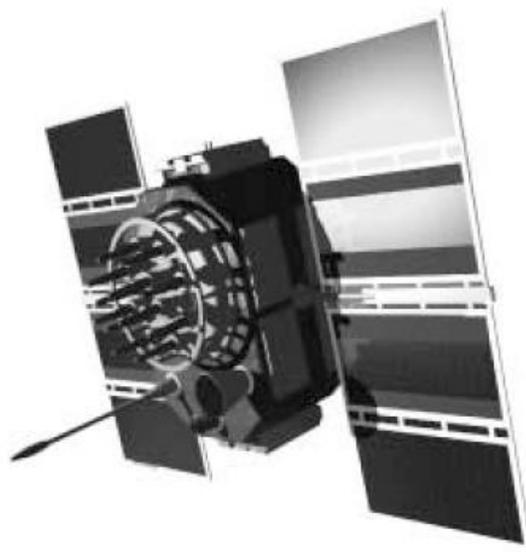
Gambar 2.22 Tiga bagian dari GPS^[13]

a. Bagian luar angkasa

Bagian luar angkasa terdiri dari 24 satelit yang merupakan jantung dari sistem. Dengan mengorbit sekitar 11,000 mil di atas permukaan bumi, sinyal dari satelit dapat mencakup daerah yang lebih luas. Satelit disusun pada masing-masing orbitnya, sehingga penerima GPS di bumi dapat selalu menerima setidaknya empat satelit pada setiap waktu.

Satelit bergerak pada kecepatan 7000 mil/jam, yang menjadikan satelit dapat mengelilingi bumi dalam waktu 12 jam. Sumber tenaga berasal dari energi matahari dan dapat tahan hingga 10 tahun. Jika energi matahari gagal, satelit memiliki baterai cadangan untuk menjaga satelit tetap bergerak. Satelit juga memiliki roket pendorong kecil yang berfungsi untuk menjaga agar tetap pada jalur orbitnya.

Setiap satelit memancarkan sinyal radio berkekuatan rendah pada beberapa frekuensi (ditandai dengan L1, L2, dan lainnya). Penerima GPS untuk sipil menerima frekuensi L1 pada 1575,42 MHz (UHF). Sinyal akan menjalar seperti pandangan yang artinya sinyal akan dapat melewati awan, kaca, dan plastik, tetapi tidak dapat melewati objek padat seperti bangunan dan pegunungan.



Gambar 2. 23 Satelit NAVSTAR^[13]

L1 berisi dua sinyal *pseudorandom*, kode pelindung (P) dan kode *coarse/acquisition* (C/A). Masing-masing satelit mengirimkan kode yang unik, yang menjadikan penerima GPS dapat mengidentifikasi sinyal.

Fungsi utama dari pengkodean sinyal ini adalah untuk perhitungan waktu tempuh dari satelit ke penerima GPS di bumi. Waktu tempuh ini juga dapat dikatakan waktu kedatangan. Waktu tempuh dikalikan dengan kecepatan cahaya sama dengan range

satelit (jarak antara satelit dengan penerima GPS). Pesan navigasi berisi orbit satelit, informasi waktu, dan status dari sistem umum lainnya.

b. Bagian kontrol

Sesuai dengan namanya, bagian ini berfungsi untuk mengendalikan satelit GPS dengan cara mengawasinya dan memberikan informasi orbit dan waktu. Terdapat lima stasiun kendali yang berlokasi di seluruh dunia, empat stasiun pengawas tanpa awak dan satu stasiun kontrol utama. Empat stasiun penerima tanpa awak terus-menerus menerima data dari satelit yang kemudian mengirimnya ke stasiun kendali utama. Stasiun kendali utama mengoreksi data satelit dan bersama-sama dengan dua antenna lainnya mengirim (*uplink*) informasi data ke satelit GPS.

c. Bagian pengguna

Bagian ini yang akan mendapatkan informasi koordinat posisi pada bola bumi melalui penerima GPS.

2. Penerima GPS ^[16]

Setiap pengguna yang memiliki penerima GPS dapat menerima sinyal satelit untuk menentukan dimana posisinya berada. Penerima GPS menerima dua data dari satelit NAVSTAR, yaitu data *almanac* dan *ephemeris*.

Data *almanac* berisi perkiraan posisi satelit. Data terus-menerus dikirim dan disimpan pada memori penerima GPS. Data *ephemeris* berisi presisi posisi dari satelit. Untuk mendapatkan lokasi fix yang akurat, penerima harus mengetahui seberapa jauh jarak

satelit dengan penerima. Penerima GPS menghitung jarak ke satelit dengan menggunakan sinyal dari satelit.

Dengan menggunakan rumus :

$$S = \tau \times c \quad (2.10)$$

Di mana:

S = jarak (m)

τ = waktu sinyal yang diterima oleh penerima (s)

c = kecepatan cahaya (m/s)

Penerima GPS dapat menghitung jarak satelit. Sinyal radio bergerak pada kecepatan cahaya (186.000 mil perdetik). Penerima GPS harus mengetahui berapa lama waktu yang dibutuhkan sinyal radio untuk bergerak dari satelit ke penerima. Baik satelit dan penerima GPS, keduanya menghasilkan rangkaian kode *pseudo-random* yang sama. Ketika penerima menerima kode yang dikirimkan, ini akan menentukan berapa banyak kode yang harus digeser untuk dua rangkaian kode menjadi sesuai. Pergeseran dikalikan dengan kecepatan cahaya untuk menentukan jarak dari satelit ke penerima.

Penerima GPS memerlukan beberapa data untuk mendapatkan informasi posisi. Minimal tiga sinyal satelit yang dibutuhkan untuk mendapatkan posisi. Empat sinyal satelit dibutuhkan untuk mendapatkan posisi dalam tiga dimensi, yaitu *latitude*, *longitude*, dan *elevation*.

Terdapat bermacam-macam tipe penerima GPS, secara umum dibagi menjadi 5, yaitu:

a. Model konsumen

Penerima GPS yang dijual bebas, mudah untuk digunakan, lebih banyak digunakan untuk rekreasi dan penggunaan lainnya yang tidak membutuhkan posisi dengan presisi tinggi.

b. Model militer U.S./pemerintah

Unit GPS yang dapat menerima kode-P dan kode-Y yang tersedia hanya untuk pemerintah. Unit GPS portabel ini adalah PLGRs (*Precision Lightweight GPS Receivers*). Generasi pertama dari PLGRs berukuran besar berbentuk kotak dan memberikan akurasi dalam empat meter. DAGRs (*Defense Advanced Global Positioning System Receivers*) merupakan penerima GPS yang baru, ukuran lebih kecil, lebih akurat, dan memiliki fitur pemetaan seperti unit GPS konsumen.

c. Model pemetaan

Penerima portabel ini mengumpulkan data lokasi titik, garis, dan area yang akan dimasukkan ke SIG (sistem informasi geografis). Unit ini lebih presisi dibandingkan dengan model konsumen, dapat menyimpan data lebih banyak, dan lebih mahal.

d. Model survei

Unit ini banyak digunakan untuk survei tanah, dimana tingkat akurasi hingga centimeter dibutuhkan. Unit ini sangat presisi dan dapat menyimpan data

dengan jumlah yang besar. Berukuran besar, rumit dalam penggunaan dan sangat mahal.

e. Model transportasi komersil

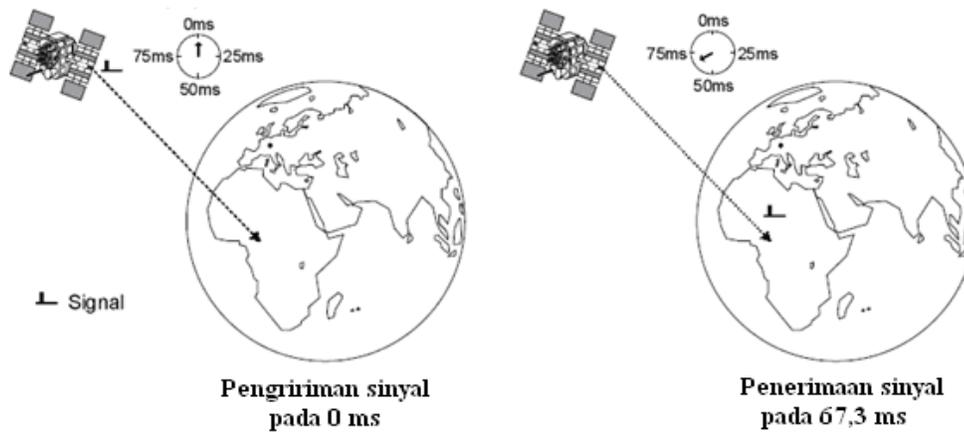
Penerima ini tidak dirancang untuk dibawa-bawa, tetapi dipasang pada pesawat, kapal, dan mobil. Unit ini memberikan informasi navigasi yang tepat untuk mode transportasi. Penerima ini dapat merupakan bagian APRS (*Automated Position Reporting System*) yang mengirimkan lokasi kendaraan ke fasilitas pengawas.

3. Cara kerja GPS^[17]

Setiap satelit GPS mengirimkan dua sinyal, *Precise Positioning System* (PPS) dan *Standar Positioning System* (SPS). Sinyal PPS dienskripsi dengan kode akses militer, sedangkan SPS tidak dienskripsi. Pengiriman kode informasi menggunakan gelombang mikro dengan frekuensi 1575,42 MHz. Tidak seperti sinyal yang berasal dari bumi, sinyal SPS lebih tahan dari interferensi waktu malam, dan tidak dipengaruhi oleh cuaca dan noise elektrik.

Sinyal SPS terdiri dari dua tipe data orbit, *almanac*, dan *ephemeris*. Data *almanac* berisi kekuatan sinyal dan perkiraan lokasi dari setiap satelit pada sistem. Penerima GPS mengumpulkan data *almanac* dari satelit yang ada, yang kemudian menggunakannya untuk menentukan lokasi satelit yang seharusnya dapat dilihat dari lokasi penerima. Data *ephemeris* berisi orbit parameter yang tepat dari satelit yang bersangkutan.

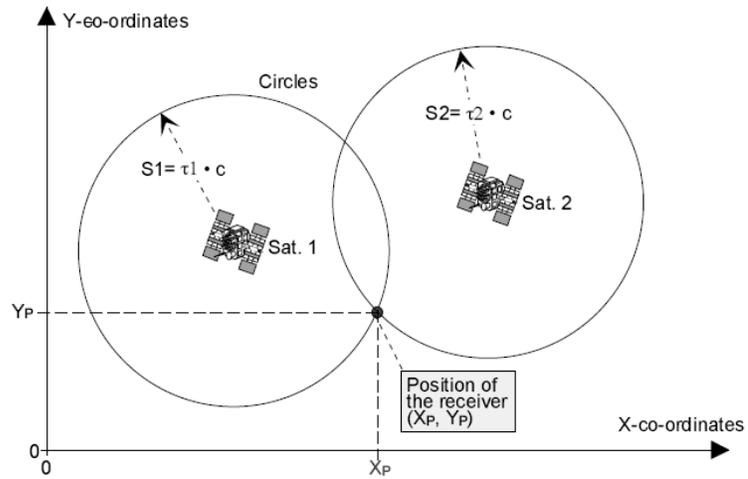
Penerima GPS menerima sinyal dari tiga atau empat satelit pada saat yang sama dan menentukan posisi fix dengan menggunakan interval antara pengiriman dan penerimaan dari sinyal satelit. Tiga satelit dibutuhkan untuk posisi dua dimensi. Posisi dua dimensi hanya menunjukkan posisi. Empat satelit dibutuhkan untuk posisi tiga dimensi, yang menunjukkan posisi dan elevasi.



Gambar 2. 24 Pengiriman dan penerimaan sinyal GPS. ^[17]

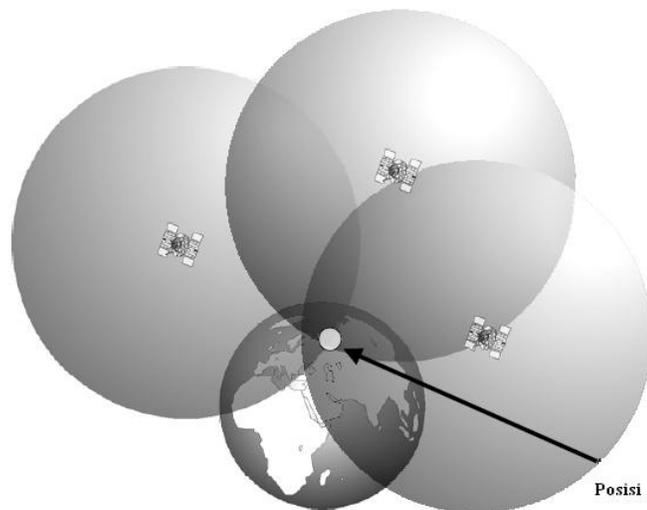
4. Menentukan posisi pada bidang datar ^[15]

Dua satelit jauh di atas bumi berputar mengelilingi bumi mengirimkan data posisi dan waktunya masing-masing. Dengan menggunakan waktu yang dibutuhkan sinyal untuk sampai ke penerima, kita dapat menggambarkan dua lingkaran dengan radius S_1 dan S_2 disekitar satelit. Posisi dapat ditentukan dari perpotongan kedua lingkaran pada bagian bawah satelit.



Gambar 2.25 Posisi penerima pada perpotongan dua lingkaran^[15]

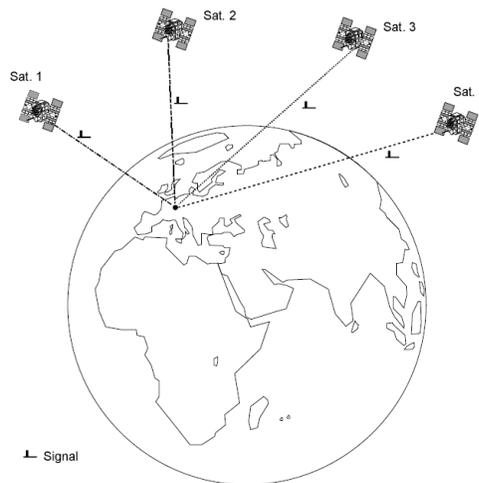
Pada kenyataannya, posisi harus ditentukan dalam bidang tiga dimensi, daripada bidang datar. Perbedaan antara tiga dimensi dengan bidang datar adalah bidang tiga dimensi terdiri dari dimensi tambahan, yaitu tinggi (Z), satelit tambahan ketiga dibutuhkan untuk menentukan posisi yang benar. Jika jarak satelit ketiga diketahui, semua kemungkinan posisi terletak pada ketiga permukaan dari bola lingkaran. Posisi dapat diketahui dari perpotongan ketiga radius lingkaran dari masing-masing satelit.



Gambar 2.26 Posisi yang ditentukan dari perpotongan tiga bola lingkaran^[15]

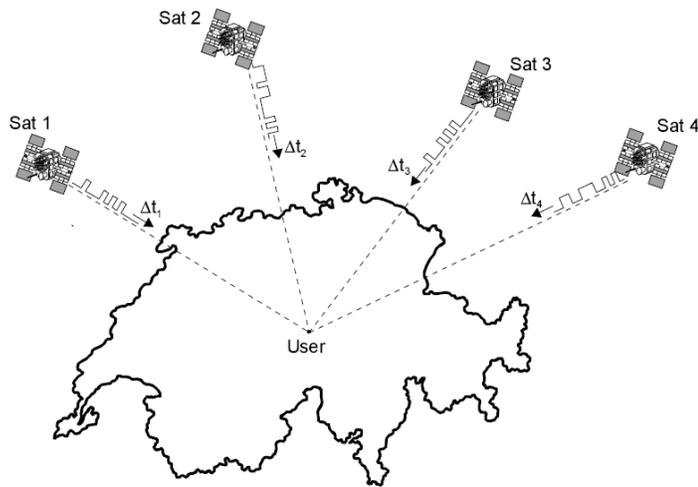
5. Menentukan posisi pada bidang tiga dimensi ^[15]

Untuk dapat memperoleh posisi dalam bentuk tiga dimensi, maka setidaknya dibutuhkan empat satelit yang berbeda. Semua satelit GPS beredar pada orbitnya masing-masing sehingga, setidaknya empat satelit dapat terlihat oleh penerima GPS.



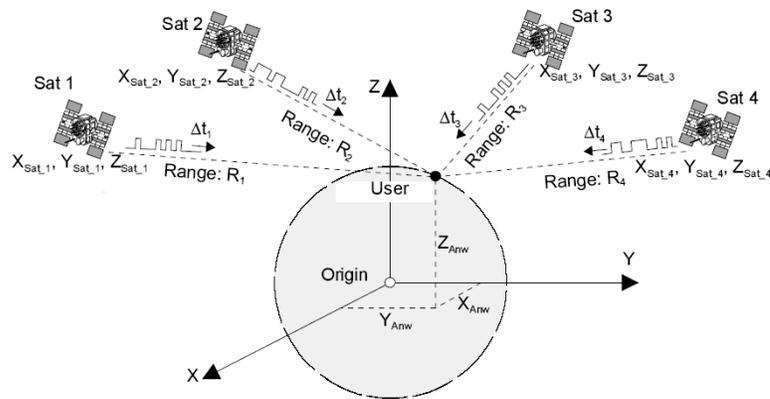
Gambar 2.27 Empat satelit dibutuhkan untuk menentukan posisi dalam tiga dimensi^[15]

Untuk dapat mengetahui posisi, penerima GPS harus menerima waktu sinyal dari empat satelit yang berbeda untuk menghitung waktu perjalanan sinyal ($\Delta t_1 - \Delta t_4$) dari satelit ke penerima GPS.



Gambar 2.28 Perbedaan waktu antara pengiriman dan penerimaan sinyal^[15]

Perhitungan dilakukan pada kartesian, sistem koordinat tiga dimensi dengan origin titik pusat bumi (gambar 35). Jarak pengguna dari empat satelit R_1 , R_2 , R_3 , dan R_4 dapat ditentukan dengan bantuan waktu perjalanan sinyal Δt_1 , Δt_2 , Δt_3 , dan Δt_4 antara empat satelit dan pengguna. Selama lokasi X_{sat} , Y_{sat} , dan Z_{sat} dari empat satelit diketahui, koordinat pengguna dapat dihitung.



Gambar 2.29 Sistem koordinat tiga dimensi^[15]

Mengacu pada *atomic clock* pada satelit, waktu pada saat sinyal satelit dikirim diketahui dengan presisi tinggi. Semua *clock* satelit telah diatur atau

disinkronisasikan dengan satelit lainnya dan koordinat waktu universal. *Clock* penerima tidak disinkronisasikan dengan *Universal Time Co-ordinated* (UTC) dan akan menjadi lebih lambat atau lebih cepat dengan Δt_0 . Tanda Δt_0 positif pada saat *clock* pengguna lebih cepat. Resultan kesalahan waktu Δt_0 menyebabkan ketidakakurasian pada pengukuran waktu perjalanan sinyal dan jarak R. Sebagai hasilnya, kesalahan jarak yang diukur diketahui sebagai jarak *pseudo* atau PSR (*pseudo-range*).

$$\Delta t_{measured} = \Delta t + \Delta t_0 \quad (2.11)$$

$$PSR = \Delta t_{measured} \cdot c = (\Delta t + \Delta t_0) \cdot c \quad (2.12)$$

$$PSR = R + \Delta t_0 \cdot c \quad (2.25)$$

R : jarak satelit dari pengguna

c : kecepatan cahaya

Δt : waktu perjalanan sinyal dari satelit ke pengguna

Δt_0 : perbedaan *clock* satelit dengan *clock* pengguna

PSR : *pseudo-range*

Jarak R dari satelit ke pengguna dapat dihitung pada sistem kartesian sebagai berikut :

$$R = \sqrt{(X_{Sat} - X_{user})^2 + (Y_{Sat} - Y_{user})^2 + (Z_{Sat} - Z_{user})^2} \quad (2.13)$$

Kemudian masukkan persamaan 2.11 ke persamaan 2.10

$$PSR = \sqrt{(X_{Sat} - X_{user})^2 + (Y_{Sat} - Y_{user})^2 + (Z_{Sat} - Z_{user})^2} + \Delta t_0 \cdot c \quad (2.14)$$

Untuk menentukan empat variable yang tidak diketahui ($\Delta t_0, X_{anw}, Y_{anw}, Z_{anw}$), empat persamaan dibutuhkan untuk masing-masing satelit. Persamaan berikut dapat digunakan untuk keempat satelit ($i = 1 - 4$).

$$PSR_i = \sqrt{(X_{Sat_i} - X_{user})^2 + (Y_{Sat_i} - Y_{user})^2 + (Z_{Sat_i} - Z_{user})^2} + \Delta t_0 \cdot c . \quad (2.15)$$

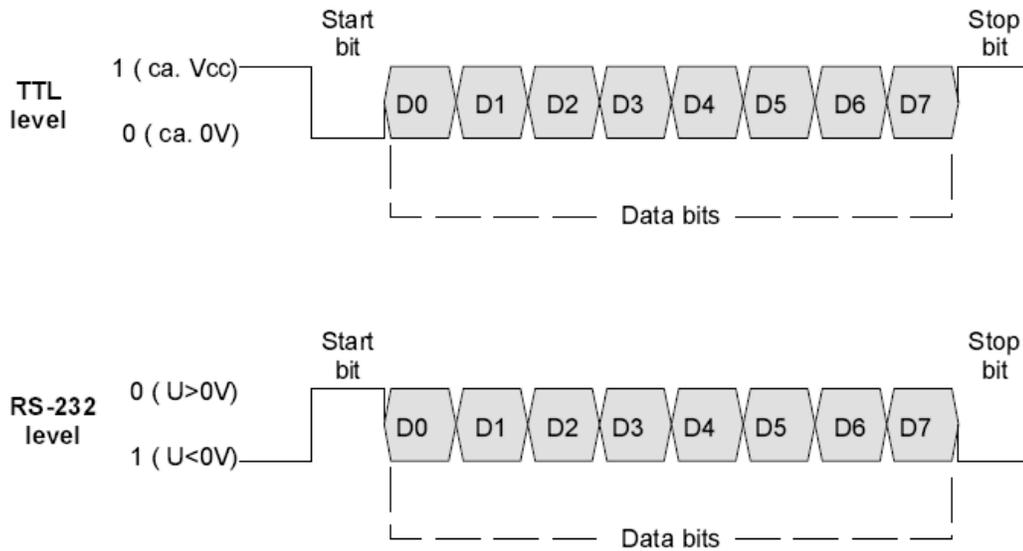
6. Format data GPS ^[10]

Untuk memperoleh variabel seperti posisi, kecepatan, dan lainnya, modul GPS memiliki antarmuka serial (TTL atau level RS-232). Elemen paling penting dari informasi penerima dikirim melalui antarmuka ini dalam format data khusus. Format ini distandarisasikan oleh *National Marine Electronics Association* (NMEA) untuk meyakinkan jika ada perubahan data tidak menimbulkan suatu masalah. NMEA telah menentukan tipe data untuk bermacam-macam aplikasi, contohnya *Global Navigation Satellite System* (GNSS), GPS, Loran, Omega, Transit, dan juga untuk beberapa manufaktur. Tujuh tipe data berikut secara luas digunakan pada GPS modul untuk memberikan informasi GPS:

- a. GGA (GPS data fix, data fix untuk *Global Positioning System*)
- b. GGL (Posisi geografi-*Latitude/Longitude*)
- c. GSA (GNSS DOP dan satelit aktif, penurunan akurasi dan jumlah satelit pada *Global Satellite Navigation System*)
- d. GSV (Satelite GNSS yang terlihat)
- e. RMC (*Recommended Minimum Specific GNSS data*)
- f. VTG (kecepatan)

g. ZDA (tanggal dan waktu)

Data yang dikirimkan dengan kecepatan 4800 bit per detik menggunakan 8-bit *printable* karakter ASCII. Transmisi dimulai dengan *start bit* (logika nol), diikuti dengan delapan bit data dan *stop bit* (logika 1) yang ditambahkan pada akhir data, dan tidak menggunakan *parity bit*.



Gambar 2.30 Format NMEA (level TTL dan RS-232)

Setiap set data GPS dibentuk dengan cara yang sama dan memiliki struktur seperti ini:

\$GPDTS,Inf_1,Inf_2, Inf_3,Inf_4,Inf_5,Inf_6,Inf_n*CS<CR><LF>

Fungsi dari masing-masing karakter atau set karakter dijelaskan pada tabel di bawah ini.

Tabel 2.1. Penjelasan fungsi dari masing-masing karakter pada set data NMEA

Karakter	Deskripsi
\$	Mulai dari set data

GP	Informasi yang menunjukkan penggunaan GPS
DTS	Identitas set data
Inf_1 , Inf_n	Informasi dengan nomor 1 hingga nomor ke n
,	Koma digunakan untuk pemisah informasi yang berbeda
*	Bintang digunakan untuk pemisah <i>checksum</i>
CS	<i>Checksum</i> untuk memeriksa seluruh set data
<CR><LF>	Akhir dari set data: <i>carriage return</i> dan <i>line feed</i>

Jumlah maksimum karakter yang digunakan tidak boleh melebihi 79. Untuk kepentingan menentukan jumlah ini, tanda mulai \$ dan tanda akhir <CR><LF> tidak dihitung.

Salah satu contoh tipe set data adalah GGA. Set data GGA berisi informasi waktu, *longitude* dan *latitude*, kualitas dari sistem, jumlah satelit yang digunakan, dan ketinggian. Contoh set data GGA adalah:

**\$GPGGA,130305.0,4717.115,N,00833.912,E,1,08,0.94,00499,M,047,M,,*58<CR>
<LF>**

Tabel 2.2 Penjelasan dari masing-masing karakter set data GGA

Karakter	Deskripsi
\$	Mulai dari set data
GP	Informasi yang menunjukkan penggunaan GPS
GGA	Identitas set data
130305.0	Posisi waktu UTC = 13 jam 03 menit 05,0 detik
4717.115	<i>Latitude</i> = 47° 17,115 min
N	Utara <i>latitude</i> (N = Utara, S = Selatan)
00833.912	<i>Longitude</i> = 8° 33,912 min
E	Timur <i>longitude</i> (E = timur, W = barat)
1	Detail kualitas GPS (0 = tidak ada GPS, 1 = GPS, 2 = DGPS)
08	Jumlah satelit yang digunakan untuk perhitungan
0.94	HDOP (<i>Horizontal Dilution of Precision</i>)
00499	Data ketinggian antena (tinggi <i>geoid</i>)
M	Satuan tinggi (M = meter)

047	Perbedaan tinggi antara <i>ellipsoid</i> dan <i>geoid</i>
M	Satuan perbedaan tinggi (M = meter)
„	Umur dari data DGPS (pada kasus ini tidak ada DGPS)
0000	Identitas dari stasiun referensi DGPS
*	Bintang digunakan untuk pemisah <i>checksum</i>
58	<i>Checksum</i> untuk memeriksa seluruh set data
<CR><LF>	Akhir dari set data: <i>carriage return</i> dan <i>line feed</i>

H. Penerima GPS Ublox Neo-6M^[18]

Penerima GPS Ublox Neo-6M merupakan penerima GPS yang berdiri sendiri (*stand alone*) dengan kemampuan kinerja yang tinggi dalam memberikan informasi posisi. Penerima ini fleksibel dan biaya yang rendah dengan ukuran 16 x 12,2 x 2,4 mm. Dengan kapasitas maksimal 50 satelit dan fitur *Time To First Fix* (TTFF) dibawah satu detik. Ublox Neo-6M digunakan untuk mengakuisisi koordinat dengan kemampuan menemukan satelit dengan singkat. Berikut adalah spesifikasi dari GPS Ublox Neo-6M:

Parameter	Specification			
Receiver type	50 Channels GPS L1 frequency, C/A Code SBAS: WAAS, EGNOS, MSAS			
Time-To-First-Fix ¹		NEO-6G/Q/T	NEO-6M/V	NEO-6P
	Cold Start ²	26 s	27 s	32 s
	Warm Start ²	26 s	27 s	32 s
	Hot Start ²	1 s	1 s	1 s
	Aided Starts ³	1 s	<3 s	<3 s
Sensitivity ⁴		NEO-6G/Q/T	NEO-6M/V	NEO-6P
	Tracking & Navigation	-162 dBm	-161 dBm	-160 dBm
	Reacquisition ⁵	-160 dBm	-160 dBm	-160 dBm
	Cold Start (without aiding)	-148 dBm	-147 dBm	-146 dBm
	Hot Start	-157 dBm	-156 dBm	-155 dBm
Maximum Navigation update rate		NEO-6G/Q/M/T	NEO-6P/V	
		5Hz	1 Hz	
Horizontal position accuracy ⁶	GPS	2.5 m		
	SBAS	2.0 m		
	SBAS + PPP ⁷	< 1 m (2D, R50) ⁸		
	SBAS + PPP ⁷	< 2 m (3D, R50) ⁸		
Configurable Timepulse frequency range		NEO-6G/Q/M/P/V	NEO-6T	
		0.25 Hz to 1 kHz	0.25 Hz to 10 MHz	
Accuracy for Timepulse signal	RMS	30 ns		
	99%	<60 ns		
	Granularity	21 ns		
	Compensated ⁹	15 ns		
Velocity accuracy ⁶		0.1m/s		
Heading accuracy ⁶		0.5 degrees		
Operational Limits	Dynamics	≤ 4 g		
	Altitude ¹⁰	50,000 m		

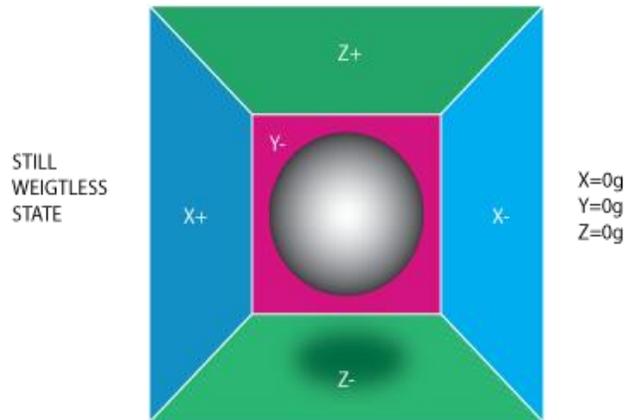
Gambar 2.31 Spesifikasi penerima GPS Ublox Neo-6M [18]

I. Accelerometer [19]

Accelerometer adalah sebuah transduser yang berfungsi untuk mengukur percepatan, mendeteksi dan mengukur getaran, ataupun untuk mengukur percepatan akibat gravitasi bumi. *Accelerometer* juga dapat digunakan untuk mengukur getaran yang terjadi pada kendaraan, bangunan, mesin, dan juga bisa digunakan untuk mengukur getaran yang terjadi di dalam bumi, getaran mesin, jarak yang dinamis, dan kecepatan dengan ataupun tanpa pengaruh gravitasi bumi.

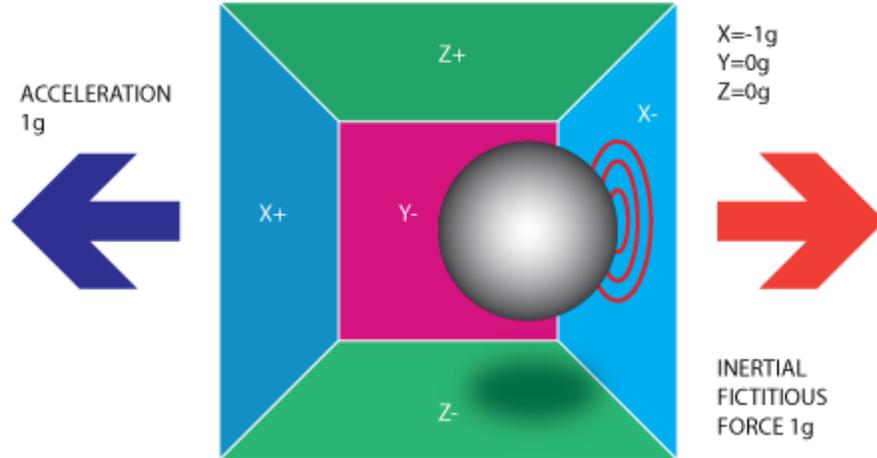
1. Prinsip kerja *accelerometer*

Ketika berpikir tentang *accelerometer* maka membayangkan sesuatu yang lain seperti membayangkan bola.



Gambar 2.32 *Accelerometer*^[19]

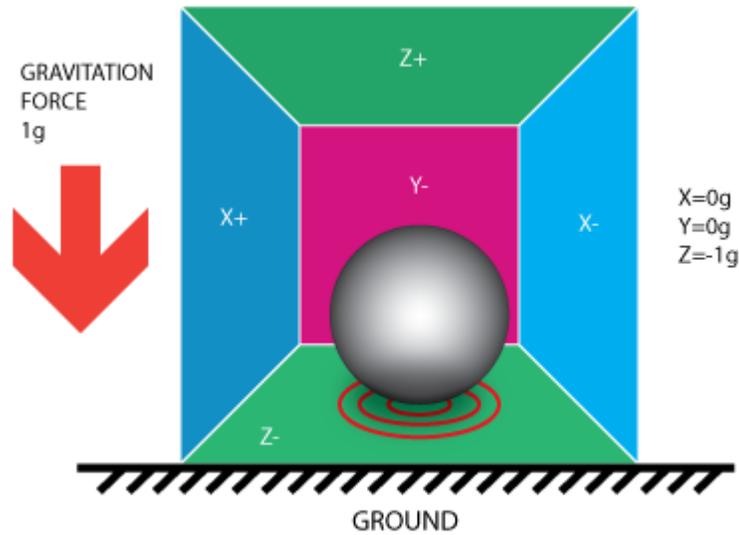
Jika mengambil kotak ini di tempat tanpa gravitasi bidang atau dalam hal ini dengan tidak ada bidang lain yang mungkin mempengaruhi posisi bola, hanya akan mengapung di tengah kotak. Dapat membayangkan kotak adalah di luar angkasa atau jika tempat seperti itu sulit ditemukan membayangkan setidaknya pesawat ruang angkasa yang mengorbit di sekitar planet di mana segala sesuatu dalam keadaan tanpa bobot. Dari gambar di atas, bayangkan bahwa setiap dinding sensitif tekanan. Jika bergerak tiba-tiba kotak ke kiri (mempercepatnya dengan percepatan $1G = 9.8m/s^2$), bola akan memukul dinding $-X$. Sehingga kekuatan tekanan bola berlaku untuk dinding dan output nilai $-1G$ pada sumbu X .



Gambar 2.33 *Accelerometer* dengan percepatan 1g ^[19]

Accelerometer akan mendeteksi kekuatan yang diarahkan ke arah yang berlawanan dari vektor percepatan. Gaya ini sering disebut Angkatan Inertial atau Angkatan fiktif . Satu hal yang harus dipelajari adalah bahwa *accelerometer* mengukur percepatan tidak langsung melalui kekuatan yang diterapkan pada salah satu dinding. Gaya ini bisa disebabkan oleh percepatan, tetapi seperti yang akan di lihat dalam contoh berikut ini tidak selalu disebabkan oleh percepatan.

Jika meletakkannya di Bumi bola akan jatuh pada dinding Z- dan akan menerapkan kekuatan 1g di dinding bagian bawah, seperti terlihat pada gambar di berikut ini:

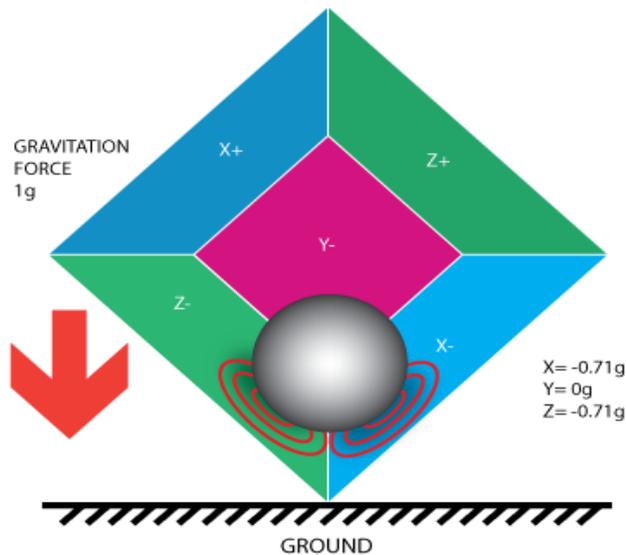


Gambar 2.34 *Accelerometer* dengan percepatan 1g bumi ^[19]

Dalam hal ini kotak tidak bergerak tapi masih mendapatkan pembacaan 1G pada sumbu Z. Tekanan bahwa bola telah diterapakan di dinding disebabkan oleh kekuatan gravitasi. Secara teori bisa menjadi berbagai jenis kekuatan, misalnya, jika membayangkan bahwa bola adalah logam, menempatkan magnet di sebelah kotak bisa bergerak bola sehingga menyentuh dinding lain. Hal tersebut hanya untuk membuktikan bahwa dalam tindakan *accelerometer* esensi memaksa tidak ada percepatan. Hanya saja terjadi percepatan yang menyebabkan kekuatan inersia yang ditangkap oleh mekanisme deteksi kekuatan *accelerometer*.

Nilai sesungguhnya dari *accelerometers* triaksial berasal dari fakta bahwa dapat mendeteksi gaya *inersia* pada ketiga sumbu. Ketika memutar kotak 45 ° ke kanan.

Bola akan menyentuh 2 dinding yaitu Z-dan-X seperti yang ditunjukkan pada gambar di berikut ini:

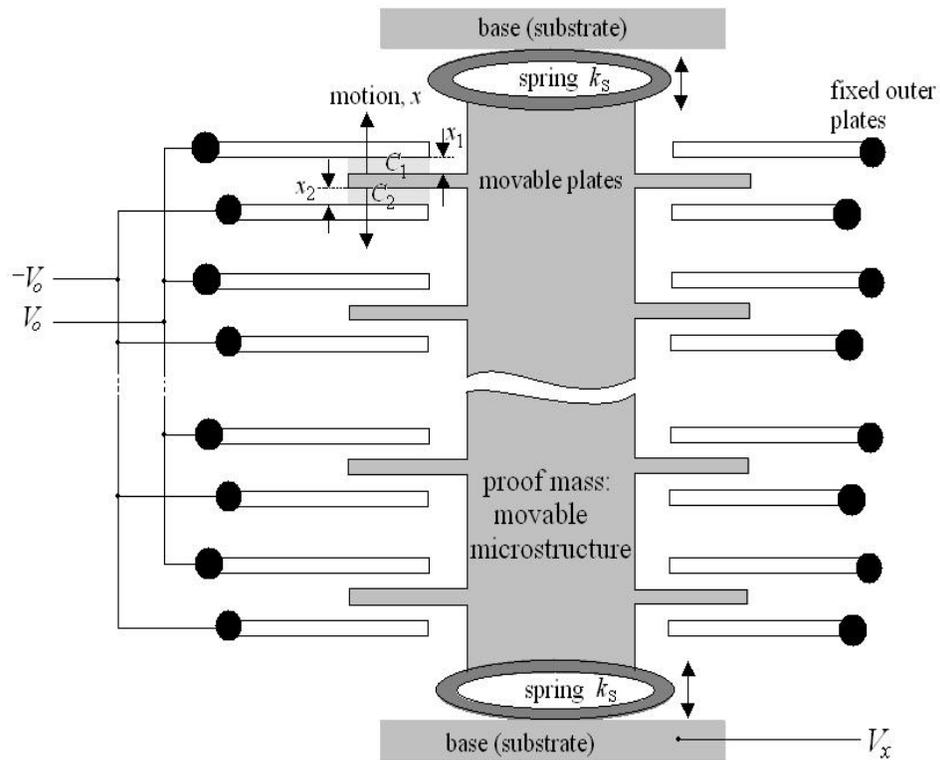


Gambar 2.35 *Accelerometer* dengan percepatan 1g bumi dengan sensor dimiringkan 45° [19]

2. *Accelerometer Microelectro Mechanical System (MEMS)*

Accelerometer merupakan salah satu produk dari *Micro Electro Mechanical System (MEMS) Technology* yang banyak digunakan pada berbagai aplikasi. MEMS (*Micro-electro Mechanical System*) adalah sebuah sensor mekanik yang dikemas ke dalam bentuk *Integrated Circuit (IC)*. Karena merupakan sebuah *microelectronic* maka komponen utama penyusunnya adalah *silicon* dan dalam ukuran *Micron*. Dan biasa digunakan untuk mengukur percepatan, posisi, atau kejutan. Karena material yang digunakan adalah jenis *Silicon*, maka MEMS dapat dibuat dalam ukuran hingga *Micron*. Zanjani, Najafi melakukan penelitian untuk menentukan metode dalam mengkalibrasi *accelerometer* yang digunakan untuk aplikasi *seismograph*. Menurutnya untuk mengkalibrasi sensor harus menentukan *Zero G* setiap sumbu.

Untuk menentukan Zero G setiap sumbu maka setiap sumbu *accelerometer* harus diarahkan searah gravitasi bumi yang kemudian keluaran dari sensor diukur dengan voltmeter. Tegangan yang dihasilkan kemudian disimbolkan dengan X, Y dan Z untuk setiap sumbu. Kemudian setiap sumbu *accelerometer* diarahkan berlawanan arah dengan gravitasi bumi dan diukur tegangan yang keluar. Tegangan yang dihasilkan kemudian disimbolkan dengan X, Y dan Z untuk masing-masing sumbu. Gambar 26 menunjukkan struktur MEMS.



Gambar 2.36 Struktur MEMS ^[19]

Prinsip dasar dari sensor MEMS adalah *capacitive sensor* dimana dengan percepatan getaran tertentu akan mengakibatkan perubahan kapasitansi dan pada akhirnya akan mengakibatkan perubahan tegangan output dari sensor MEMS seperti persamaan di bawah:

$$a = \frac{-k \cdot x_1^2}{2m\epsilon} \Delta C \quad (2.16)$$

dimana *output* tegangan sensor kapasitif dari sensor MEMS ditentukan oleh persamaan:

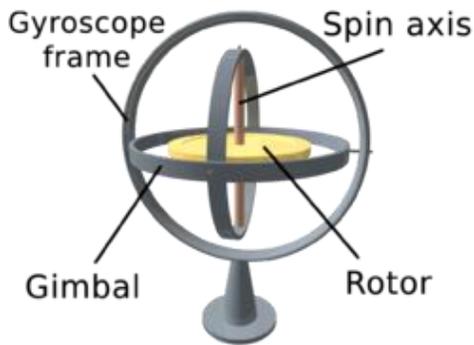
$$V_k = \frac{C_2 - C_1}{C_2 + C_1} \quad (2.17)$$

Dari sini dapat disimpulkan bahwa perubahan kapasitansi mengakibatkan perubahan tegangan pada sensor output, sedang perubahan kapasitansi berbanding lurus dengan percepatan getaran ($\frac{m}{s^2}$) dimana $9.8(\frac{m}{s^2}) = 1G$.

J. Gyroscope

Gyroscope adalah alat yang digunakan untuk mengukur atau mempertahankan orientasi berdasarkan prinsip momentum angular. Pada prinsipnya *mechanical gyroscope* adalah sebuah piringan (*rotor*) yang berputar pada sumbu (*axis*) yang mampu bergerak ke beberapa arah.

Bagian dari *gyroscope* terdiri dari sebuah piringan (*rotor*) yang berputar pada sumbu putar (*spin axis*). Sumbu putar ini terpasang pada suatu kerangka yang disebut *gimbal* (*inner-most gimbal*). *Inner-most gimbal* terpasang pada *inner gimbal*. Dan *inner gimbal* terpasang pada *outer gimbal* yang merupakan kerangka terluar.



Gambar 2.37 Sistem mekanikal pada *gyroscope* [www.robot.gmc.ulaval.ca]

Dengan memiliki tiga *gimbal* maka *gyroscope* mempunyai kemampuan untuk berputar pada tiga sumbu putar (*3 degree of rotational freedom*). Walaupun *gyroscope* mempunyai *3 degree of rotational freedom*, namun *rotor* akan selalu tetap berada pada posisinya, selama *gimbal* berputar. Saat ketiga kerangka *gimbal* berputar, *rotor* tidak mengikuti putarannya.

Perputaran *gimbal* (kerangka luar) tidak merubah posisi dari *rotor*. Prinsip inilah yang kemudian dimanfaatkan dalam instrumen pesawat terbang untuk mendeteksi gerak *yaw*, *roll* dan *pitch* pesawat.

K. Sensor *Inertia Measuring Unit* (IMU) MPU6050

Sensor MPU6050 adalah sensor pertama di dunia yang terintegrasi dengan 6 sumbu *MotionTracking* dengan penggabungan perangkat 3 sumbu *gyroscope*, 3 sumbu *accelerometer* dan sebuah *Digital Motion Processor* (DMP). Dengan sistem komunikasi I²C sensor bus, maka dapat langsung menerima *input* dari 3 sumbu sensor kompas sehingga dapat menghasilkan 9 sumbu *MotionFusion*. Dengan sistem

komunikasi tersebut maka komunikasi ke semua register dapat dilakukan dengan baik pada kecepatan 400KHz. Sensor IMU MPU6050 memiliki beberapa fitur, yaitu:

a. *Gyroscope*

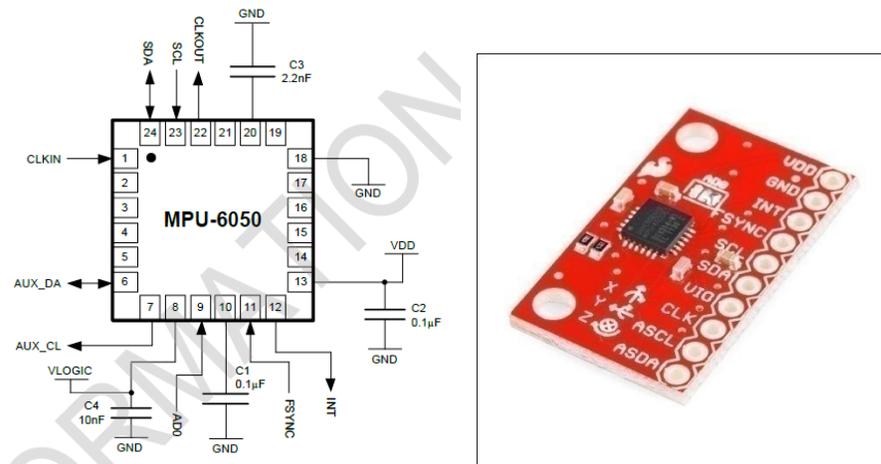
Sensor MEMS 3 sumbu *gyroscope* MPU6050 memiliki fitur sebagai berikut:

1. Digital *output* X-, Y-, dan Z- sumbu sudut sensor dengan tingkat *full-programmable* berkisar pada ± 250 , ± 500 , ± 1000 , dan $\pm 2000^\circ/s$
2. Terintegrasi 16-bit ADC
3. Peningkatan bias dan sensitivitas suhu dapat distabilkan saat kalibrasi
4. Memiliki kemampuan untuk meredam *noise* pada frekuensi rendah
5. *Digital-Programmable Low Past Filter*
6. Standby current = $5\mu A$

b. *Accelerometer*

Sensor MEMS 3 sumbu *accelerometer* MPU6050 memiliki fitur sebagai berikut:

1. *Digital – output* 3 sumbu *accelerometer* dengan *programmable full scale* berkisar dari $\pm 2g$, $\pm 4g$, dan $\pm 16g$
2. Terintegrasi 16-bit ADC
3. Mampu mendeteksi orientasi dan pensinyalan
4. Mampu mendeteksi sentuhan
5. *High-G interrupt*



Gambar 2.38 Sensor IMU MPU6050 ^[20]

L. Sensor Barometer (*Digital Pressure Sensor*)

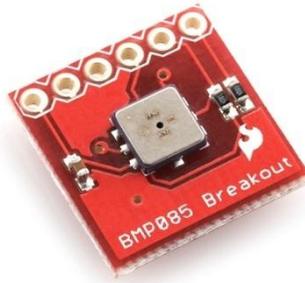
Sebuah sensor tekanan berfungsi untuk mengukur tekanan , biasanya dari gas atau cairan. Tekanan adalah ekspresi dari gaya yang dibutuhkan untuk menghentikan cairan dari perluasan, dan biasanya dinyatakan dalam hal gaya per satuan luas. Sebuah sensor tekanan biasanya bertindak sebagai *transduser*, yaitu menghasilkan sinyal sebagai fungsi dari tekanan yang dikenakan.

Sensor tekanan udara (barometer) digunakan dalam aplikasi untuk mengetahui ketinggian dari permukaan bumi. Aplikasi ini digunakan biasanya dalam pesawat, balon udara, roket dan satelit. Dalam dunia penerbangan sensor barometer digunakan pada instrumen *altimeter*, yaitu instrumen untuk mengukur ketinggian pesawat dari

permukaan tanah. Untuk mengetahui ketinggian tersebut digunakanlah persamaan dibawah ini^[21]:

$$h = \left(1 - (P/P_{ref})^{0.190284}\right) \times 145366.45 \text{ ft} \quad (2.18)$$

Dimana h adalah ketinggian, dimana P_{ref} adalah nilai tekanan pada saat kalibrasi, dan P adalah nilai tekanan yang terukur. Persamaan diatas digunakan pada ketinggian maksimum 36090 kaki (11000 meter), diluar jarak itu maka perhitungan akan *error* dan diganti dengan sensor yang mampu mendukung pada ketinggian tersebut dengan perhitungan yang berbeda. Sebuah sensor barometer dapat memilik akurasi 1 meter, jauh lebih baik dibandingkan dengan menggunakan *altitude* pada GPS yang akurasinya mencapai 20 meter.

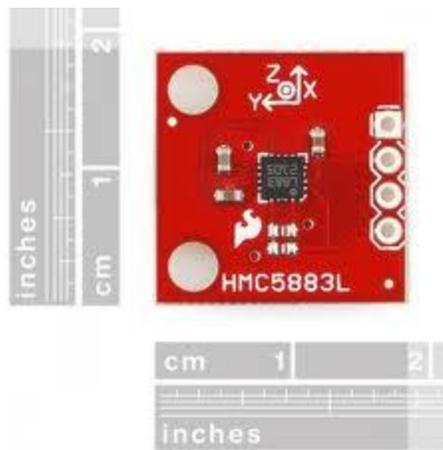


Gambar 2.39 Sensor barometer BMP085 ^[21]

M. Sensor Magnetometer

Sensor *magnetometer* adalah sebuah sensor yang berfungsi untuk mengukur arah atau kuat lemahnya medan magnet secara absolut. Sensor ini banyak diaplikasikan dalam

berbagai bidang seperti kapal selam, pesawat terbang, bahkan dalam bidang arkeologi. Teknologi sensor *magnetometer* yang pertama kali diciptakan oleh PNI, Inc. untuk kepentingan militer Amerika Serikat. Kemampuan sensor sangat tergantung dengan pengenalan lokasi. Sensor *magnetometer* mengacu pada magnetik bumi, pergeseran arah dari magnet bumi.



Gambar 2.40 Sensor *magnetometer* HMC5883L ^[22]

N. Mikrontroler ATmega 328P^[23]

ATmega 328P adalah mikrokontroler CMOS 8-bit berarsitektur AVR RISC yang memiliki 32K *Bytes* memori *Flash*. Mikrokontroler dengan konsumsi daya rendah ini mampu mengeksekusi instruksi dengan kecepatan maksimum 20 MIPS pada frekuensi 20MHz. Berikut adalah fitur selengkapnya dari AVR ATmega 328P.

High-Performance, Low-Power AVR 8-bit RISC Microcontroller Advanced RISC Architecture

- a. 131 Instruksi penuh
- b. 32 x 8 Register memori
- c. Memiliki Kecepatan 20 MIPS Melalui Crystall 20MHz

Segmen *High-Endurance Non-Volatile Memory*

- a. 32K Bytes *In-System Self-programmable Flash Program Memory*
- b. 1K Bytes *In-System Programmable EEPROM*
- c. 2K Bytes Internal SRAM
- d. Write/Erase Cycles: 10,000 Flash / 100,000 EEPROM
- e. *Programming Lock* untuk *Software Security*

Fitur Antarmuka

- a. Dua buah 8-bit *Timer/Counter* dengan *Prescaler*, dan *Compare Mode*
- b. Satu 16-bit *Timer/Counter* dengan *Prescaler*, *Compare Mode*, dan *Capture Mode*
- c. Enam buah kanal PWM
- d. Delapan kanal 10-bit ADC
- e. On-chip Analog Comparator
- f. USI – Universal Serial Interface
- g. *Programmable Serial USART*
- h. *Programmable Watchdog Timer* dengan On-Chip Oscillator terpisah

Fitur Khusus

- a. Power-On Reset and Programmable Brown-out Detection
- b. Internal Terkalibrasi RC Oscillator
- c. External and Internal Sumber Interrupt
- d. *Low-power Idle*, *Power-down*, dan mode *Standby*

I/O dan Paket

- a. 23 Jalur I/O terprogram
- b. 28-pin PDIP, 32-lead TQFP, 28-pad QFN/MLF

Tegangan Operasi

- a. 1.8 – 5.5V

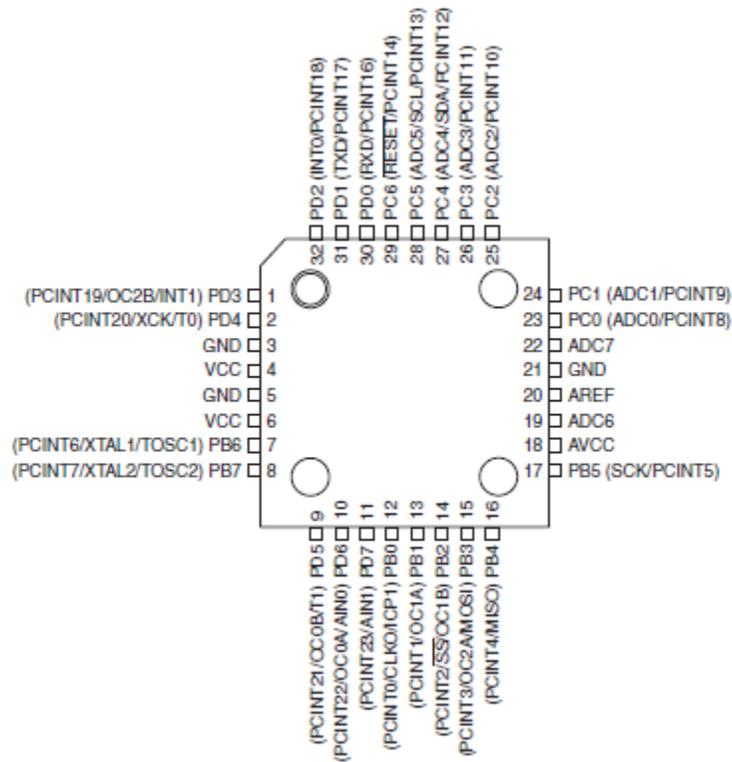
Tingkat Kecepatan

- a. 0-4Mhz @ 1.8-5,5V

- b. 0 -10MHz @ 2.7 – 5.5V
- c. 0– 20MHz @ 4.5 – 5.5V

Konsumsi Daya pada 1MHz, 1.8V, 25° C

- a. Active: @ 1MHz, 1.8V = 230 uA; @ 32KHz, 1.8V = 20 uA (Termasuk Oscilator)
- b. Mode Daya Turun: < 0.1 uA @ 1.8V



Gambar 2.41 Pin mikrontroler ATmega 328P ^[23]

O. Inter Integrated Circuit (I²C)^[24]

Inter Integrated Circuit (I²C) adalah standar jalur komunikasi pada IC yang dikembangkan oleh Philips Inc. Dasar dari I²C adalah sebagai berikut:

1. *Master/slave* yang saling berkomunikasi secara multi.

a. *Master*

- a. Mengontrol *serial clock line* (SCL).
- b. Mengatur kondisi START dan STOP pada saat pengiriman data.
- c. Mengontrol pengalamatan dari perangkat lain.

b. *Slave*

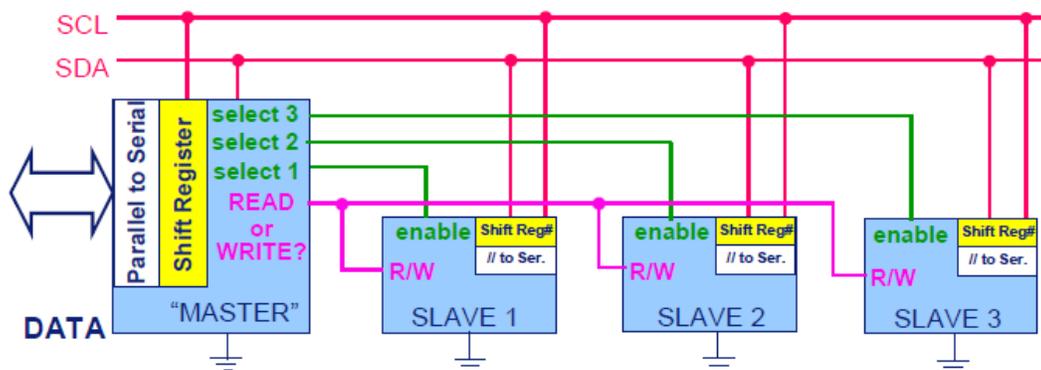
Perangkat yang dialamatkan oleh *master*

2. Memiliki kecepatan 100 kbps (*standard mode*), 400 kbps (*fast mode*), dan 3.4 Mbps (*high-speed mode*).
3. Pengalamatan 7 bit atau 10 bit unik.
4. *Master* dapat dioperasikan sebagai *transmitter* ataupun *receiver*.

I²C memiliki dua tipe jalur komunikasi dalam pengiriman data, yaitu:

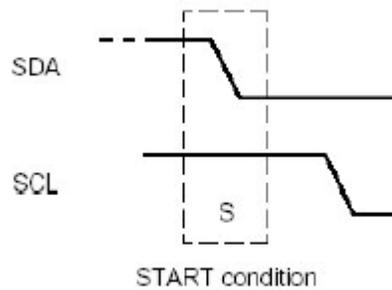
- a. *Master* sebagai pengirim data dan *slave* sebagai penerima data
- b. *Master* sebagai penerima data dan *slave* sebagai pengirim data

Untuk lebih jelasnya dalam tipe jalur komunikasi pada I²C, diilustrasikan pada gambar berikut:



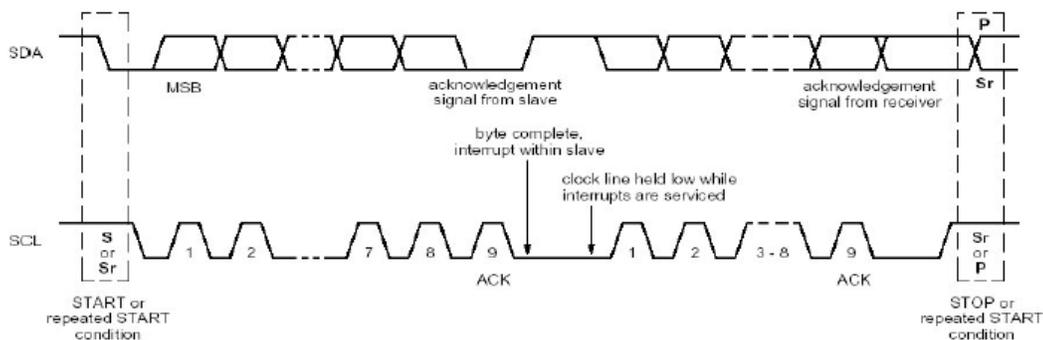
Gambar 2.42 Konsep komunikasi serial pada I²C^[25]

I²C memiliki dua jalur komunikasi, yakni *serial data line* (SDA) dan *serial clock line* (SCL). Pentransferan data dilakukan setelah kondisi START terpenuhi, berikut adalah keadaan START:



Gambar 2.43 Kondisi START pada I²C^[24]

Dari gambar diatas kondisi START terjadi dengan syarat SDA dari kondisi 1 menjadi 0, dan SCL tetap dalam kondisi 1. Pentransferan data dilakukan dalam *byte* dimana 1 *byte* adalah 8 *bits* dan sebuah ACK. Pentransferan data dilakukan dengan kondisi SCL menjadi 0, dan mengeluarkan sinyal pulsa tiap bit. Delapan bit pulsa data selalu diikuti ACK, setelah ACK maka *master* akan pentransferan data *byte* selanjutnya. Proses ini dapat dilihat pada gambar berikut:



Gambar 2.44 Proses pentransferan data pada I²C^[24]

P. Proportional Integrative Derivative (PID)^[26]

Proportional Integrative Derivative (PID) merupakan sistem pengendalian untuk menentukan presisi suatu sistem instrumentasi dengan karakteristik adanya umpan balik pada sistem tersebut.

Komponen kontrol PID ini terdiri dari tiga jenis yaitu Proportional, Integratif dan Derivatif. Ketiganya dapat dipakai bersamaan maupun sendiri-sendiri tergantung dari respon yang kita inginkan terhadap suatu *plant*.

1. Kontrol Proporsional

Kontrol P jika $G(s) = k_p$, dengan k adalah konstanta. Jika $u = G(s) \cdot e$ maka $u = K_p \cdot e$ dengan K_p adalah Konstanta Proporsional. K_p berlaku sebagai Gain (penguat) saja tanpa memberikan efek dinamik kepada kinerja kontroler. Penggunaan kontrol P memiliki berbagai keterbatasan karena sifat kontrol yang tidak dinamik ini. Walaupun demikian dalam aplikasi-aplikasi dasar yang sederhana kontrol P ini cukup mampu untuk memperbaiki respon transien khususnya rise time dan settling time.

2. Kontrol Integratif

Jika $G(s)$ adalah kontrol I maka u dapat dinyatakan sebagai

$$u(t) = \left[\int_{-t}^t dt \right] K_i \quad (2.19)$$

Dengan K_i adalah konstanta Integral, dan dari persamaan di atas, $G(s)$ dapat dinyatakan sebagai

$$u = K_d \cdot \left[\frac{\Delta e}{\Delta t} \right] \quad (2.20)$$

Jika $e(T)$ mendekati konstan (bukan nol) maka $u(t)$ akan menjadi sangat besar sehingga diharapkan dapat memperbaiki error. Jika $e(T)$ mendekati nol maka efek kontrol I ini semakin kecil. Kontrol I dapat memperbaiki sekaligus menghilangkan respon steady-state, namun pemilihan K_i yang tidak tepat dapat menyebabkan respon transien yang tinggi sehingga dapat menyebabkan ketidakstabilan sistem. Pemilihan K_i yang sangat tinggi justru dapat menyebabkan output berosilasi karena menambah orde sistem

3. Kontrol Derivatif

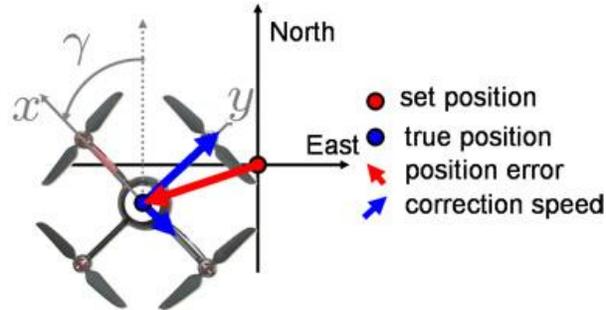
Sinyal kontrol u yang dihasilkan oleh kontrol D dapat dinyatakan sebagai:

$$G(s) = s.K_d \quad (2.21)$$

Dari persamaan di atas, nampak bahwa sifat dari kontrol D ini dalam konteks "kecepatan" atau rate dari error. Dengan sifat ini ia dapat digunakan untuk memperbaiki respon transien dengan memprediksi *error* yang akan terjadi. Kontrol Derivative hanya berubah saat ada perubahan error sehingga saat error statis kontrol ini tidak akan bereaksi, hal ini pula yang menyebabkan kontroler Derivative tidak dapat dipakai sendiri.

Q. Sistem *Holding Position*

Sistem kendali *holding position* adalah sistem kendali untuk mempertahankan posisi koordinat quadcopter secara *autonomous* dengan memanfaatkan data valid GPS dan *accelerometer*.



Gambar 2.45 Sistem *holding position* pada quadcopter

Dari gambar diatas x merupakan koordinat *longitude*, y adalah koordinat *latitude*, dan γ adalah sudut sempit *longitude* dari *latitude* terhadap kutub bumi. Untuk menghitung γ maka persamaan yang digunakan adalah sebagai berikut^[27]:

$$\gamma = \cos\left(\frac{GPS_{latitude}}{10000000} \times 0.0174532925\right) \quad (2.22)$$

$GPS_{latitude}$ merupakan data yang didapat dari NMEA, kemudian dikonversikan kedalam bentuk satuan sudut (rad). Sehingga didapatkanlah persamaan berikut untuk mengukur *error* pada *holding position*^[27]:

$$error\ x = (Poshold_{longitude} - GPS_{longitude})\gamma \quad (2.23)$$

$$error\ y = (Poshold_{latitude} - GPS_{latitude}) \quad (2.24)$$

Error pada kedua parameter tersebut digunakan sebagai *inputan* pengendali PID. Pengendali PID digunakan sebagai kontrol (*navigasi*) quadcopter untuk mencapai koordinat *holding position*. Untuk mengetahui simpangan terjauh dalam bentuk jarak antara dua titik *latitude* dan *longitude*, maka digunakan persamaan teorema Pythagoras sebagai berikut^[28]:

$$\Delta\phi = \phi_2 - \phi_1 \quad (2.25)$$

$$\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1 \quad (2.26)$$

$$\phi_m = \frac{\phi_1 + \phi_2}{2} \quad (2.27)$$

$$D = R\sqrt{(\Delta\phi)^2 + (\cos(\phi_m) \Delta\lambda)^2} \quad (2.28)$$

Dimana *latitude* dan *longitude* harus dikonversikan dalam bentuk radians dengan persamaan berikut^[28]:

$$1^\circ = \left(\frac{\pi}{180}\right) \text{radians} \quad (2.29)$$

$\Delta\phi$ = selisih *latitude* (rad)

$\Delta\lambda$ = selisih *longitude* (rad)

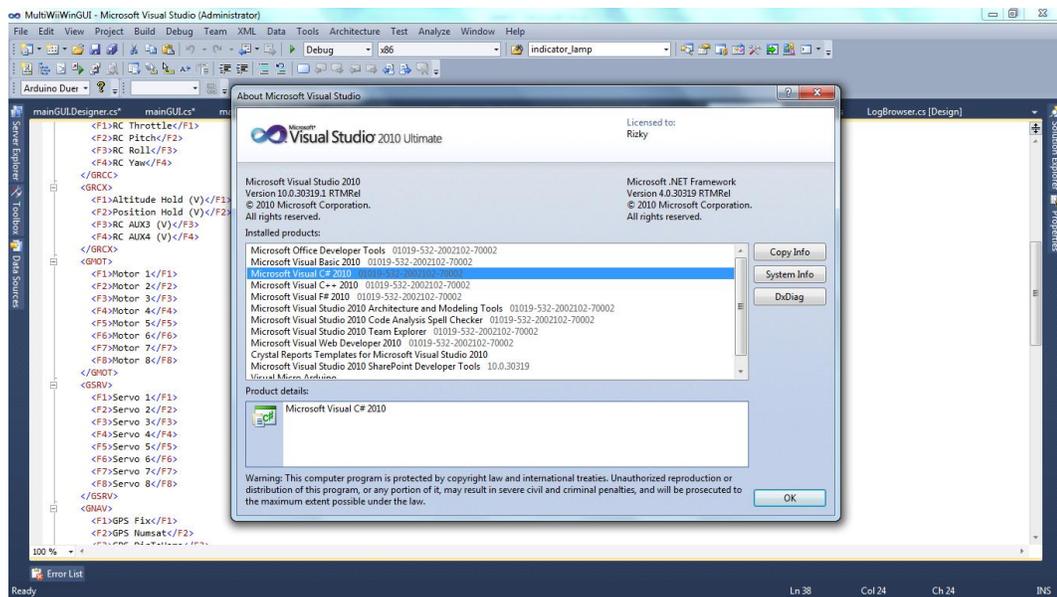
D = jarak (Km)

R = jari-jari bumi (6.371km)

R. Microsoft Visual Studio 2010^[29]

Software Ground Station yang dibuat menggunakan Microsoft visual Studio dengan bahasa pemrograman **Microsoft C# .net** merupakan sebuah bahasa pemrograman yang memiliki fungsi untuk membuat atau mengembangkan aplikasi, baik itu aplikasi untuk keperluan bisnis, aplikasi web, game, dan lain-lain.

Ada beberapa kompilier yang sudah tersedia di Microsoft Visual Studio 2010. seperti Visual Studio antara lain Visual C++, Visual C#, Visual Basic, Visual Basic .NET, Visual InterDev, Visual J++, Visual J#, Visual FoxPro, dan Visual SourceSafe. Microsoft Visual Studio ini membutuhkan *.Net Framework untuk menjalankan Aplikasinya* . Untuk microsoft Visual Studio 2010. *.net Framework yang dibutuhkan ialah .NET Versi 4.0.*



Gambar 2.46 Tampilan Microsoft Visual Studio 2010

NET Framework. Adalah lingkungan multi-bahasa untuk membangun, menyebarkan, dan menjalankan layanan Web XML dan aplikasi. Ini terdiri dari tiga bagian utama:

1. ***Common Language Runtime*** runtime ini sebenarnya memiliki peran dalam kedua runtime komponen dan pengalaman waktu pengembangan. Sementara komponen ini berjalan, runtime bertanggung jawab untuk mengelola alokasi memori, memulai dan menghentikan thread dan proses, dan menegakkan

kebijakan keamanan, serta memenuhi dependensi komponen tersebut terhadap komponen lainnya. Pada saat pembangunan, peran runtime yang berubah sedikit, karena secara otomatis begitu banyak (misalnya, manajemen memori), runtime membuat pengalaman pengembang sangat sederhana, terutama bila dibandingkan dengan COM seperti saat ini. Secara khusus, fitur seperti refleksi secara dramatis mengurangi jumlah kode pengembang harus menulis untuk mengolah logika bisnis menjadi komponen dapat digunakan kembali.

2. ***Unified programming classes*** Kerangka kerja ini menyediakan pengembang dengan satu set, terpadu berorientasi obyek, hirarki, dan extensible perpustakaan kelas (API). Saat ini, C + + pengembang menggunakan Microsoft Foundation Classes dan Jawa pengembang menggunakan Windows Foundation Classes. Kerangka kerja ini menyatukan model-model yang berbeda dan memberi Visual Basic dan JScript akses programmer untuk perpustakaan kelas juga. Dengan membuat seperangkat API di semua bahasa pemrograman, bahasa umum runtime memungkinkan lintas bahasa warisan, penanganan error, dan debugging. Semua bahasa pemrograman, dari JScript ke C + +, memiliki akses yang mirip dengan kerangka kerja dan pengembang bebas memilih bahasa yang ingin mereka gunakan.
3. **ASP.NET** *ASP.NET* dibangun di atas kelas pemrograman NET Framework., Menyediakan model aplikasi Web dengan satu set kontrol dan infrastruktur yang membuatnya sederhana untuk membangun aplikasi ASP Web. ASP.NET

mencakup seperangkat kontrol yang merangkum elemen umum user interface HTML, seperti kotak teks dan menu drop-down. Kontrol ini dijalankan di server Web, bagaimanapun, dan mendorong user interface mereka sebagai HTML ke browser. Pada server, kontrol mengekspos model pemrograman berorientasi objek yang membawa kekayaan berorientasi objek pemrograman untuk pengembang Web. ASP.NET juga menyediakan jasa infrastruktur, seperti manajemen sesi negara dan daur ulang proses, yang mengurangi jumlah kode pengembang harus menulis dan meningkatkan keandalan aplikasi. Selain itu, ASP.NET menggunakan konsep-konsep yang sama untuk memungkinkan pengembang untuk menyediakan perangkat lunak sebagai layanan. Menggunakan layanan Web XML fitur, pengembang ASP.NET dapat menulis logika bisnis mereka dan menggunakan infrastruktur ASP.NET untuk memberikan layanan yang melalui SOAP

S. Modul 9XTend™ OEM RF^[30]

9XTend™ OEM RF Module ialah sebuah modul elektronik yang digunakan sebagai pengirim data digital yang menggunakan komunikasi serial dengan spesifikasi sebagai berikut :

1. Bit rate yang dapat diatur dari 1200 - 230400 bps,
2. Jarak jangkauan 22km
3. Frekuensi 902-928 Mhz
4. Suplai tegangan 2.8 – 5.5 Volt DC



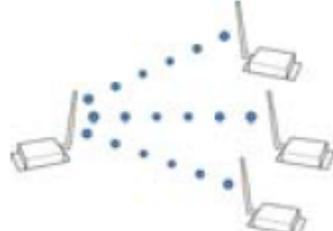
Gambar 2.47 Xtend OEM dalam bentuk USB ^[30]

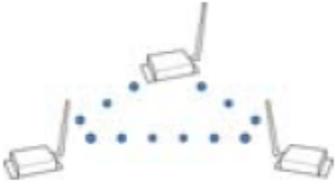


Gambar 2.48 Xtend dalam bentuk modul ^[30]

Modul Xtend ini memiliki 3 jenis pengiriman yaitu :

Tabel 2.3 Tabel jenis pengiriman

Point To Point	Definisi
	Data RF dikirimkan melalui dua modul secara bergantian
Point To Multi- Point	Definisi
	Data dikirimkan melalui 1 pengirim dan banyak penerima.

Peer To Peer	
	<p>Setiap modul mengirimkan ke berbagai modul yang lain dengan syarat modul memiliki saluran kanal yang sama.</p>

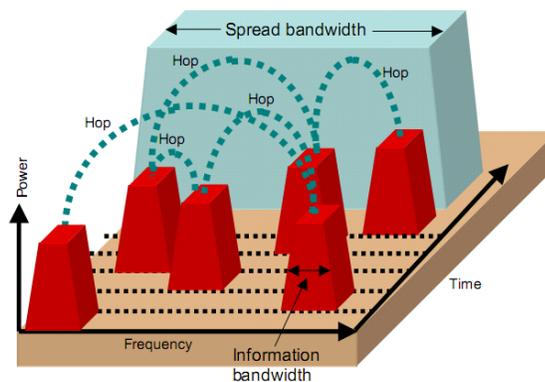
(9XTend™ OEM RF Module Product Manual , 2012)

Sedangkan keterangan untuk masing-masing pin dapat dilihat pada tabel berikut ini:

Tabel 2.4 Deskripsi Pin out MaxStream 9XTend

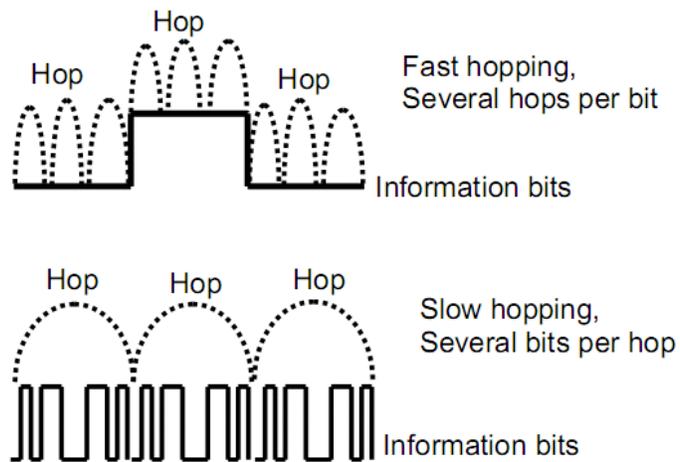
9XTend 20-pin Header	Name	Tiny Serial-1 Header	Notes
1	GND	1 (GND)	Ground
2	VCC	2 (5V)	5V power (150mA - 730mA Supplied from servo bus or other 5V source)
5	RX	8 (TX)	3-5V TTL data input - connect to Tiny TX
6	TX	7 (RX)	5V TTL data output - connect to Tiny RX
7	Shutdown	2	This pin must be connected to the 5V bus for normal operation

Modul ini menggunakan teknik *Frequency Hopping spread spectrum* (FHSS). *Transmitter* dan *Receiver* melakukan sinkronisasi pada hop yang sama. FHSS dapat digunakan untuk meningkatkan keamanan dan juga mengatasi masalah kemacetan sinyal serta pemudaran sinyal. Contoh dari FHSS ini ialah *Wireless Local Area Network* (*WLAN*) dan komunikasi GSM pada *mobile phone*.



Gambar 2.49 *Frequency Hopping spread spectrum* (FHSS).^[30]

Transmisi GSM menggunakan kombinasi *Frequency Division Multiple Access* (FDMA) dan *Time Division Multiple Access*. Panggilan pada HP tidak terikat pada satu kanal saja pada saat durasi waktu panggilan. GSM menggunakan *Frequency Hopping* yang lambat untuk mengganti saluran panggilan pada interval yang teratur.



Gambar 2.50 *Fast Hopping Channel* dan *Slow Hopping Channel*.^[30]

Jadi FHSS dapat diklasifikasikan menjadi dua yaitu *Fast Hopping Channel* dan *Slow Hopping Channel*.