# BAB II

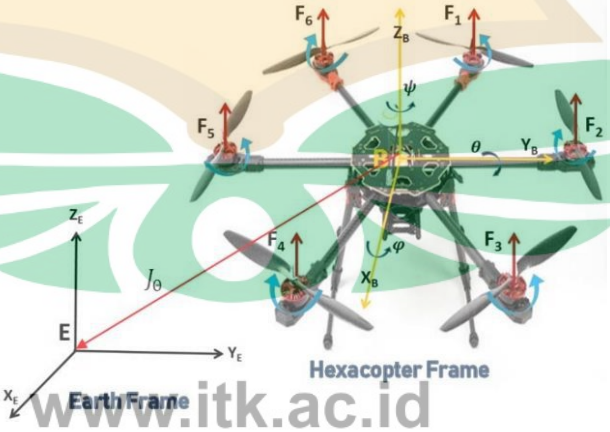
# TINJAUAN PUSTAKA



Pembahasan pada bab ini berisi tentang dasar teori dari penelitian yang dilakukan. Adapun yang menjadi landasan teori dari penelitian ini yakni *Multicopter*, Pengendali PID, Metode *Tunning Direct Syntesis*, Logika Fuzzy, Momen Inersia dan Model gangguan angin

## 2.1 Multicopter

*Multirotor* atau sering disebut *multicopter* merupakan kendaraan yang melakukan gerakan rotasi dan translasinya dengan memberikan variasi pada kecepatan rotor untuk menghasilkan gerak yang dinginkan (Zha et al., 2017). *Multicopter* terdiri dari dua atau lebih rotor penggerak dengan kemampuan *take-off* dan *landing* secara vertikal. Desain *multicopter* dengan jumlah rotor lebih dari empat buat semakin berkembang salah satunya *hexacopter* yang dapat mencegah kegagalan dengan mentoleransi jika terjadi kegagalan dalam salah satu motor dan memiliki kemampuan memuat muatan yang lebih dari *quadcopter*. *Hexacopter* merupakan *multicopter* yang menggunakan enam buah rotor penggerak. Sama halnya dengan *quadcopter*, *hexacopter* memiliki konfigurasi penempatan rotor, seperti penyusunan keenam rotor dengan jarak yang sama dari titik pusat gravitasi *hexacopter* (Artale, 2017).




Gambar 2. 1 Bentuk *Frame Hexacopter* (Megayanti, 2017)

### 2.1.1 Sudut *Euler*

Pemodelan *hexacopter* membutuhkan dua sistem koordinat dalam menggambarkan gerakan *hexacopter* yaitu dengan sistem *earth fixed frame* dan *body fixed frame*. Sistem koordinat *earth fixed frame* menggunakan koordinat NED *(north, East, Down)* yang merupakan koordinat bumi sehingga posisi linier suatu *hexacopter* ditentukan menggunakan koordinat ini. Pada sistem koordinat *fixed frame* ditetapkan berdasarkan titik tengah dari *hexacopter*. Sehingga pada saat *hexacopter* bergerak, *body fixed frame* akan bergerak relatif terhadap *earth fixed frame* (Dargham et al., 2015)

Posisi linier *hexacopter* ξ ditentukan berdasarkan koordinat vektor *body fixed frame* dan titik koordinat awal *earth fixed frame* terhadap *earth fixed frame* . Posisi *angular hexacopter* η, berdasarkan orientasi *body fixed frame* terhadap *earth fixed frame* . Kedua posisi *hexacopter* dapat dituliskan dalam persamaan seperti berikut

$$\xi = [\,X\;Y\;Z\,]^T \qquad (2.1)$$

$$\eta = [\,\phi\;\theta\;\psi\,]^T \qquad (2.2)$$

Dimana sudut $\phi, \theta$ dan $\psi$ merupakan sudut rotasi *euler* yang pada hal ini terdiri dari *roll* , *pitch* dan *yaw*. Sedangkan untuk kecepatan *hexacopter* terdiri dari kecepatan linier $V^B$ dan kecepatan *angular* $\omega^B$yang komponen vektornya dapat dituliskan sebagai berikut

$$V^B = [\,u\;v\;w\,]^T \qquad (2.3)$$

$$\omega^B = [\,p\;q\;r\,]^T \qquad (2.4)$$

Sudut *euler* pada sering digunakan pada mekanik penerbangan untuk melakukan transformasi antara sistem koordinat. Dalam hal ini, sudut euler digunakan untuk merubah koordinat *earth fixed frame* menjadi *earth fixed frame* atau sebaliknya menggunakan matriks rotasi (Dargham et al., 2015). Matriks rotasi ini terdiri dari 3 buah matriks rotasi seperti berikut

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \qquad (2.5)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} cos\theta & 0 & sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -sin\theta & 0 & cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$



$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Sehingga didapatkan matriks rotasi sebagai berikut

$$R_{xyz}(\phi,\theta,\psi) = R_x(\phi) \cdot R_y(\theta) \cdot \ R_x(\psi) \quad (2.8)$$

$$= \begin{bmatrix} c(\theta)\,c(\psi) & -s(\psi)c(\phi) + c(\psi)s(\theta)s(\phi) & s(\psi)c(\phi) + c(\psi)s(\theta)s(\phi) \\ c(\theta)\,s(\psi) & c(\psi)c(\phi) + s(\psi)s(\theta)c(\phi) & -c(\psi)c(\phi) + s(\psi)s(\theta)c(\phi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

### 2.1.2 Model Matematika *Hexacopter*

*Hexacopter* sebagai benda tegar mempunyai dinamika gerak yang dimodelkan menggunakan persamaan newton dan *eular*. Komponen vektor posisi *hexacopter* $[x\ y\ z\ \phi\ \theta\ \psi\ ]^T$terhadap *initial frame* dan komponen vektor kecepatan *hexacopter* $[u\ v\ w\ p\ q\ r]^T$terhadap *body frame* dapat dihubungkan oleh persamaan berikut

$$V = R \cdot V^B \quad (2.10)$$

$$\omega = T \ \cdot \omega^B \quad (2.11)$$

Dimana $V = [\dot{x}\ \dot{y}\ \ddot{z}]^T \in \mathbb{R}^3, \omega = \left[\dot{\phi}\ \dot{\theta}\ \dot{\psi}\right]^T \in \mathbb{R}^3, V^B = [u\ v\ w]^T \in \mathbb{R}^3,\ \omega^B = [p\ q\ r]^T \in \mathbb{R}^3$, dan T adalah matriks transformasi untuk merubah sudut dari *body frame* menuju *earth frame*. Matriks transformasi T dapat ditetapkan dengan menggunakan kecepatan Euler dalam *body frame*, dengan membalik pola perputaran sudut dari roll, pitch dan yaw. Matriks transformasi T ditulisakan sebagai berikut

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & s(\Phi)t(\theta) & c(\Phi)t(\theta) \\ 0 & c(\Phi) & -s(\Phi) \\ 0 & \dfrac{s(\Phi)}{c(\theta)} & \dfrac{c(\Phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Dimana $t(\theta) = \tan(\theta)$. Berdasarkan hubungan persamaan tersebut maka didapatkan persamaan kinematik dari *hexacopter* adalah

$$
\begin{cases}
\dot{x} = w[s(\Phi)s(\psi) + c(\Phi)s(\theta)c(\psi)] - v[\,c(\Phi)s(\psi) - s(\Phi)s(\theta)c(\psi)] + u[c(\theta)c(\psi) \\
\dot{y} = v[c(\Phi)c(\psi) + s(\Phi)s(\theta)s(\psi)] - w[s(\Phi)c(\psi) - c(\Phi)s(\theta)s(\psi)] + u[c(\theta)s(\psi)] \\
\dot{z} = w[c(\Phi)c(\theta)] + v[s(\Phi)c(\theta)] \; - u[s(\theta)] \\
\dot{\varphi} = p + q[s(\Phi)t(\theta)] + r[c(\Phi)t(\theta)] \\
\dot{\theta} = q[c(\Phi)] - r[s(\Phi)] \\
\dot{\psi} = p\left[\dfrac{s(\Phi)}{c(\theta)}\right] + r\left[\dfrac{c(\Phi)}{c(\theta)}\right]
\end{cases}
\tag{2.13}
$$

Berdasarkan hukum newton kedua, maka didapatkan persamaan gaya total yang bekerja pada *hexacopter* dengan menurunkan komponen gerak linier sebagai berikut

$$
\begin{aligned}
&m\,\Gamma = \; f_B \\
&m(\dot{R_\Theta V_B}) = \; f_B \cdot R_\Theta \\
&m\left(R_\Theta \dot{V}_B + \dot{R}_\Theta V_B\right) = \; f_B R_\Theta \\
&m R_\Theta\left(\omega_B \times V_B + \dot{V}_B\right) = \; f_B R_\Theta \\
&m\left(\omega_B \times V_B + \dot{V}_B\right) = \; f_B
\end{aligned}
\tag{2.14}
$$

Dimana $\times$ adalah perkalian *cross* dan $f_B = \left[f_x \; f_y \; f_z\right]^T \in \mathbb{R}^3$ adalah gaya total dan $\Gamma$ merupakan vektor percepatan linier *hexacopter* yang mengacu pada *body frame*. Menggunakan persamaan *euler* maka dapat diperoleh torsi total yang diaplikasikan pada *hexacopter* seperti pada persamaan 2.15

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{I}\;\Theta^{\dot{E}} = m_B \\
&\mathbf{I}\;\; \mathrm{T}_\Theta \omega_B = m_B\, \mathrm{T}_\Theta \\
&\mathbf{I} \cdot \dot{\omega}_B + \omega_B \wedge (\mathbf{I} \cdot \omega_B) = \; m_B
\end{aligned}
\tag{2.15}
$$

Dengan $m_B = \left[m_x \; m_y \; m_z\right]^T \in \mathbb{R}^3$ adalah total torsi, dan $\mathbf{I}$ merupakan matriks inersia diagonal

$$
\mathbf{I} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \boldsymbol{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \boldsymbol{I_z} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^3
\tag{2.16}
$$

Sehingga model dinamika dari *hexacopter* adalah

$$\begin{cases} f_x = m(\dot{u} + qw - rv) \\ f_y = m(\dot{v} + pw + ru) \\ f_z = m(\dot{w} + pv - qu) \\ m_x = \dot{p}\boldsymbol{I_x} - qr\boldsymbol{I_y} + qr\boldsymbol{I_z} \\ m_x = \dot{q}\boldsymbol{I_y} + pr\boldsymbol{I_x} - pr\boldsymbol{I_z} \\ m_x = \dot{r}\boldsymbol{I_z} - pq\boldsymbol{I_x} + pq\boldsymbol{I_y} \end{cases} \quad (2.17)$$

### 2.1.3 Gaya dan Momen

Gaya eksternal yang bekerja pada *frame* wahana dilambangkan dengan persamaan

$$f_B = mg\boldsymbol{R}^T \cdot \hat{e}_z - f_t\hat{e}_3 + f_w \quad (2.18)$$

Dimana $\hat{e}_z$ adalah unit vektor inersia pada sumbu z, $\hat{e}_3$ adalah unit vektor *frame* terhadap sumbu z, g adalah percepatan gravitasi bumi, $f_t$ adalah gaya dorong total yang dihasilkan rotor, dan $f_w = [f_{wx}\ f_{wy}\ f_{wz}]^T \in \mathbb{R}^3$ adalah gaya yang dihasilkan oleh angin wahana. Momen eksternal pada *frame* wahana dapat diperlihatkan pada persamaan 2.14

$$m_B = \tau_B - G_c + \tau_w \quad (2.19)$$

Dimana $G_c$ merepresentasikan momen *gyroscopic* yang dihasilkan oleh rotasi gabungan dari keenam rotor dan *frame* wahana, $\tau_B = [\tau_x\ \tau_y\ \tau_z]^T \in \mathbb{R}^3$ adalah torsi kontrol yang dihasilkan oleh kecepatan motor yang berbeda dan $\tau_w = [\tau_{wx}\ \tau_{wy}\ \tau_{wz}]^T \in \mathbb{R}^3$ adalah torsi yang dihasilkan oleh angina dari wahana. Dikarenakan nilai $G_c$ sangatlah kecil, maka momen *gyroscopic* dapat diabaikan. Untuk menyelesaikan model dinamika dari *frame body hexacopter*, *maka* persamaan tersebut disubstitusikan ke persamaan 2.17 sehingga didapatkan

$$\begin{cases} -mg[s(\theta)] + f_{wx} = m(\dot{u} + qw - rv) \\ mg[c(\theta)s(\Phi)] + f_{wy} = m(\dot{v} - pw + ru) \\ mg[c(\theta)c(\Phi)] + f_{wz} - f_t = m(\dot{w} + pv - qu) \\ \tau_x + \tau_{wx} = \dot{p}\boldsymbol{I_x} - qr\boldsymbol{I_y} + qr\boldsymbol{I_z} \\ \tau_y + \tau_{wy} = \dot{q}\boldsymbol{I_y} + pr\boldsymbol{I_x} - pr\boldsymbol{I_z} \\ \tau_z + \tau_{wz} = \dot{r}\boldsymbol{I_z} - pq\boldsymbol{I_x} + pq\boldsymbol{I_y} \end{cases} \quad (2.20)$$

### 2.1.4 Dinamika Aktuator

Gaya utama yang mempengaruhi pergerakan pesawat adalah gaya dorong yang dihasilkan dari motor dan baling-baling yang mengangkat pesawat di udara dan gaya gravitasi. Sistem hexacopter memiliki empat sinyal input $(f_t, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw})$ dimana $f_t$ merupakan gaya dorong motor, $\tau_{roll}$ adalah gaya yang menyebabkan gerakan *roll*, $\tau_{pitch}$ gaya yang menyebabkan gerakan *pitch* dan $\tau_{yaw}$ merupakan torsi yang menyebabkan gerakan yaw. Kemudian sinyal tersebut akan diteruskan pada motor sebagai actuator (Moussid et al., 2015). Pada *hexacopter* terdiri dari 6 motor, dan motor paralel serta tegak lurus terhadap permukaan *hexacopter*, sehingga dapat dituliskan

$$F_{thrust} = \sum_{i=1}^{6} T_i \tag{2.21}$$

Dimana $T_i$ merupakan gaya dorong setiap motor.

Sikap kendaraan di udara, yaitu perubahan sudut *Euler* merupakan pengaruh dari gaya dorong yang dihasilkan baling-baling dan jarak baling-baling ke pusat *hexacopter*. Pengaruh ini menghasilkan torsi terhadap sumbu x, y dan z sehingga menciptakan rotasi $\varphi, \theta, \psi$ (Moussid et al., 2015). Hal ini dituliskan dalam persamaan berikut

$$\tau_{roll} = \frac{\sqrt{3}}{2} l(T_3 - T_4 - T_5 + T_6) \tag{2.22}$$

$$\tau_{pitch} = l\frac{1}{2}(T_3 - T_4 + T_5 - T_6 + 2T_1 - 2T_2) \tag{2.23}$$

$$\tau_{yaw} = d\,(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \tag{2.24}$$

Dimana Ω merupakan kecepatan putar motor, l adalah panjang lengan wahana, dan *d* adalah konstanta *drag* motor.

### 2.1.5 Model *State-Space*

Vektor State dilambangkan pada persamaan berikut

$$\mathbf{x} = [\Phi \quad \theta \quad \psi \quad p \quad q \quad r \quad u \quad v \quad w \quad x \quad y \quad z]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.25}$$

Persamaan 2.8 dan 2.15 dapat dibuat menjadi fungsi *state-space* sehingga didapatkanlah

$$\begin{cases} \dot{\Phi} = p + q[s(\Phi)t(\theta)] + r[c(\Phi)t(\theta)] \\ \dot{\theta} = q[c(\Phi)] - r[s(\Phi)] \\ \dot{\psi} = p\left[\dfrac{s(\Phi)}{c(\theta)}\right] + r\left[\dfrac{c(\Phi)}{c(\theta)}\right] \\ \dot{p} = \dfrac{\tau_x + \tau_{wx}}{\boldsymbol{I_x}} + qr\dfrac{\boldsymbol{I_y} - \boldsymbol{I_z}}{\boldsymbol{I_x}} \\ \dot{q} = \dfrac{\tau_y + \tau_{wy}}{\boldsymbol{I_y}} + pr\dfrac{\boldsymbol{I_z} - \boldsymbol{I_x}}{\boldsymbol{I_y}} \\ \dot{r} = \dfrac{\tau_z + \tau_{wz}}{\boldsymbol{I_z}} + pq\dfrac{\boldsymbol{I_x} - \boldsymbol{I_y}}{\boldsymbol{I_z}} \\ \dot{u} = rv - qw - g[s(\theta)] + \dfrac{f_{wx}}{m} \\ \dot{v} = pw - ru + g[c(\theta)s(\Phi)] + \dfrac{f_{wy}}{m} \\ \dot{w} = qu - pv + g[c(\theta)c(\Phi)] + \dfrac{f_{wz} - f_t}{m} \\ \dot{x} = w[s(\Phi)s(\psi) + c(\Phi)s(\theta)c(\psi)] - v[c(\Phi)s(\psi) - s(\Phi)s(\theta)c(\psi)] + u[c(\theta)c(\psi)] \\ \dot{y} = v[c(\Phi)c(\psi) + s(\Phi)s(\theta)s(\psi)] - w[s(\Phi)c(\psi) - c(\Phi)s(\theta)s(\psi)] + u[c(\theta)s(\psi)] \\ \dot{z} = w[c(\Phi)c(\theta)] + v[s(\Phi)c(\theta)] - u[s(\theta)] \end{cases} \tag{2.26}$$

Dibawah ini kita mendapatkan dua bentuk alternatif dari model dinamis yang berguna untuk mempelajari pengontrolannya. Dengan menggunakan hukum Newton dapat dituliskan persamaan

$$m\dot{\boldsymbol{V}} = R \cdot f_B = mg\widehat{e_z} - f_t R \cdot \widehat{e_3} \tag{2.27}$$

Sehingga

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\dfrac{f_t}{m}[s(\Phi)s(\psi) + c(\Phi)c(\psi)s(\theta)] \\ \ddot{y} = -\dfrac{f_t}{m}[c(\Phi)s(\psi)s(\theta) - s(\Phi)c(\psi)] \\ \ddot{z} = g - \dfrac{f_t}{m}[c(\Phi)c(\theta)] \end{cases} \tag{2.28}$$

Maka penyederhanaan dapat dilakukan dengan membuat $[\dot{\Phi}\ \dot{\theta}\ \dot{\psi}]^T = [p\ q\ r]^T$. Asumsi ini dikatakan benar untuk sudut pergerakan kecil (Rabah et al., 2018). Maka model dinamis *hexacopter* pada *frame* inersianya adalah

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\dfrac{f_t}{m}[s(\Phi)s(\psi) + c(\Phi)c(\psi)s(\theta)] \\ \ddot{y} = -\dfrac{f_t}{m}[c(\Phi)s(\psi)s(\theta) - s(\Phi)c(\psi)] \\ \ddot{z} = g - \dfrac{f_t}{m}[c(\Phi)c(\theta)] \\ \ddot{\varphi} = \dfrac{\boldsymbol{I_y - I_z}}{\boldsymbol{I_x}}\dot{\theta}\dot{\psi} + \dfrac{\boldsymbol{\tau_x}}{\boldsymbol{I_x}} \\ \ddot{\theta} = \dfrac{\boldsymbol{I_z - I_x}}{\boldsymbol{I_y}}\dot{\Phi}\dot{\psi} + \dfrac{\boldsymbol{\tau_y}}{\boldsymbol{I_y}} \\ \ddot{\psi} = \dfrac{\boldsymbol{I_x - I_y}}{\boldsymbol{I_z}}\dot{\Phi}\dot{\theta} + \dfrac{\boldsymbol{\tau_z}}{\boldsymbol{I_z}} \end{cases} \tag{2.29}$$

Mendefinisikan ulang vektor *state-space* sebagai

$$x = [x \quad y \quad z \quad \Phi \quad \theta \quad \psi \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z} \quad p \quad q \quad r]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.30}$$

Sehingga dimungkinkan menuliskan persamaan dari *state-space* dari *hexacopter* seperti berikut

$$\dot{x} = f(x) + \sum_{i=1}^{4} G_i(x)u_i \tag{2.31}$$

Dimana

$$f(x) = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ q\dfrac{s(\Phi)}{c(\theta)} + r\dfrac{c(\Phi)}{c(\theta)} \\ q[c(\Phi)] - r[s(\Phi)] \\ p + q[s(\Phi)t(\theta)] + r[c(\Phi)t(\theta)] \\ 0 \\ 0 \\ g \\ \dfrac{\boldsymbol{I_y - I_z}}{\boldsymbol{I_x}}qr \\ \dfrac{\boldsymbol{I_z - I_x}}{\boldsymbol{I_y}}pr \\ \dfrac{\boldsymbol{I_x - I_y}}{\boldsymbol{I_z}}pq \end{bmatrix} \tag{2.32}$$

Dan

www.itk.ac.id

$$G_1(x) = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad g_1^7 \quad g_1^8 \quad g_1^9 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.33}$$

$$G_2(x) = \left[0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \frac{1}{\boldsymbol{I_x}} \quad 0 \quad 0\right]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.34}$$

$$G_3(x) = \left[0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \frac{1}{\boldsymbol{I_y}} \quad 0\right]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.35}$$

$$G_4(x) = \left[0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \frac{1}{\boldsymbol{I_z}}\right]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.36}$$

Dengan

$$g_1^7 = -\frac{1}{m}[s(\Phi)s(\psi) + c(\Phi)s(\theta)c(\psi)) \tag{2.37}$$

$$g_1^8 = -\frac{1}{m}[s(\Phi)c(\psi) - c(\Phi)s(\theta)s(\psi)) \tag{2.38}$$

$$g_1^9 = -\frac{1}{m}[c(\Phi)c(\theta)] \tag{2.39}$$

(Francesco, 2015)

### 2.1.6 Model Linier

Vektor kontrol $u$ dengan : $u = \left[f_t \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z\right]^T \in \mathbb{R}^4$. Proses linierisasi dikembangkan pada titik equilibrium $\bar{x}$, yang digunakan untuk memperbaiki *input* $\bar{u}$ sebagai solusi sistem al jabar. Nilai dari vektor *state-space* yang digunakan untuk memperbaiki *input* konstan pada sistem aljabar adalah

$$\hat{f}(\bar{x}, \bar{u}) = 0 \tag{2.40}$$

Karena fungsi $\hat{f}$ adalah nonlinier, permasalah yang terkait dengan adanya suatu keunikan dari solusi sistem muncul. Khususnya, untuk sistem yang dimana solusinya sulit ditemukan dalam bentuk *loop* tertutup karena fungsi trigonometri saling terkait satu sama lain dengan cara yang tidak elementer. Oleh karena itu, linierisasi dilakukan pada model yang disederhanakan dengan osilasi kecil. Penyederhanaan ini dibuat dengan memperkirakan fungsi sinus bernilai 0 dan fungsi *cosinus* dengan nilai satu. Sistem yang dihasilkan dideskripsikan oleh persamaan berikut:

$$
\begin{cases}
\dot{\Phi} \approx p + q\varphi\theta + r\theta \\
\dot{\theta} \approx q - r\Phi \\
\dot{\psi} \approx p\Phi + r \\
\dot{p} \approx \dfrac{\tau_x + \tau_{wx}}{\boldsymbol{I_x}} + qr\dfrac{\boldsymbol{I_y} - \boldsymbol{I_z}}{\boldsymbol{I_x}} \\
\dot{q} \approx \dfrac{\tau_y + \tau_{wy}}{\boldsymbol{I_y}} + pr\dfrac{\boldsymbol{I_z} - \boldsymbol{I_x}}{\boldsymbol{I_y}} \\
\dot{r} \approx \dfrac{\tau_z + \tau_{wz}}{\boldsymbol{I_z}} + pq\dfrac{\boldsymbol{I_x} - \boldsymbol{I_y}}{\boldsymbol{I_z}} \\
\dot{u} \approx rv - qw - g\theta + \dfrac{f_{wx}}{m} \\
\dot{v} \approx pw - ru + g\Phi + \dfrac{f_{wy}}{m} \\
\dot{w} \approx qu - pv + g + \dfrac{f_{wz} - f_t}{m} \\
\dot{x} \approx w(\Phi + \theta) - v(\psi - \Phi\psi) + u \\
\dot{y} \approx v(1 + \Phi\theta\psi) - w(\Phi - \theta\psi) + u\psi \\
\dot{z} \approx w + v\Phi - u\theta
\end{cases}
\tag{2.41}
$$

Dimana dapat juga ditulis dengan

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \tag{2.42}$$

(Francesco, 2015)

### 2.1.7 Linierisasi

Seperti pada penjelasan sebelumnya, titik *equilibrium* dibutuhkan untuk melakukan liniearisasi. Titik *equilibrium* tersebut adalah

$$\bar{\mathbf{x}} = [0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0 \;\; \bar{x} \;\; \bar{y} \;\; \bar{z}]^T \in \mathbb{R}^{12} \tag{2.43}$$

Dengan nilai *input* konstan maka dapat dicari titik *equilibrium* pada persamaan 2.37

$$\bar{\mathbf{u}} = [mg \;\; 0 \;\; 0 \;\; 0\,]^T \in \mathbb{R}^4 \tag{2.44}$$

Perlu diingat bahwa nilai khusus ini merepresentasikan gaya yang dibutuhkan untuk menghilangkan berat dari wahana dan membuatnya *hovering.* Setelah ditentukan titik *equilibrium* $\bar{\mathbf{x}}$ dan *input* $\bar{\mathbf{u}}$ yang bersangkutan, kita mendapatkan matriks yang berhubungan dengan sistem linear yang ditunjukan seperti berikut

$$\mathbf{A} = \frac{\partial \boldsymbol{f}(\mathbf{x},\mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}}\bigg|_{\substack{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}} \\ \mathbf{u}=\bar{\mathbf{u}}}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.45}$$

$$\mathbf{B} = \frac{\partial \boldsymbol{f}(\mathbf{x},\mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}}\bigg|_{\substack{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}} \\ \mathbf{u}=\bar{\mathbf{u}}}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/\boldsymbol{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\boldsymbol{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/\boldsymbol{I_z} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.46}$$

Jika gangguan angin dianggap maka

$$\boldsymbol{d} = \begin{bmatrix} f_{wx} & f_{wy} & f_{wz} & \tau_{wx} & \tau_{wy} & \tau_{wz} \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^6 \tag{2.47}$$

$$\mathbf{D} = \frac{\partial \boldsymbol{f}(\mathbf{x},\mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}}\bigg|_{\substack{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}} \\ \mathbf{u}=\bar{\mathbf{u}}}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/\boldsymbol{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\boldsymbol{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\boldsymbol{I_z} \\ 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.47}$$

Model linearnya adalah

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u} + \mathbf{D} \cdot \mathbf{d} \tag{2.48}$$

$$
\begin{cases}
\dot{\Phi} = p \\
\dot{\theta} = q \\
\dot{\psi} = r \\
\dot{p} = \dfrac{\tau_x + \tau_{wx}}{\boldsymbol{I_x}} \\
\dot{q} = \dfrac{\tau_y + \tau_{wy}}{\boldsymbol{I_y}} \\
\dot{r} = \dfrac{\tau_z + \tau_{wz}}{\boldsymbol{I_z}} \\
\dot{u} = -g\theta + \dfrac{f_{wx}}{m} \\
\dot{v} = g\Phi + \dfrac{f_{wy}}{m} \\
\dot{w} = \dfrac{f_{wz} - f_t}{m} \\
\dot{x} = u \\
\dot{y} = v \\
\dot{z} = w
\end{cases}
\tag{2.49}
$$

(Francesco, 2015)



## 2.2 Proporsional, Integral dan Derivative

Kendali *Proportional*, *Intergal*, *Derivative* (PID) merupakan gabungan dari beberapa kendali diantaranya kendali *proportional*, kendali *integral* dan kendali *derivative*. Kendali *Proportional* pada dasarnya merupakan penguatan yang dapat diatur. Keluaran pengendali *y(t)* dan sinyal kesalahan penggerak *e(t)* memiliki hubungan sebagai berikut (Sutanto and Tanudjaja, 2017).

$$y(t) = K_p \cdot e(t) \tag{2.50}$$

Kendali integral menghasilkan respon sistem yang memiliki *steady state error* sebesar nol. Sebuah *plant* yang memiliki unsur *integrator* (1/s), kendali *proportional* tidak bisa menjamin keluaran sistem dengan *steady state error* sebesar nol. Nilai keluaran *controller y(t)* pada kendali *integral* diubah dengan laju sebanding dengan sinyal kesalahan penggerak *e(t)* seperti ditunjukkan pada persamaan berikut

$$y(t) = Ki \int_0^t e(t) \tag{2.51}$$

Kendali *derivative* dipakai untuk mempercepat respon awal suatu sistem tetapi tidak mempertahankan kesalahan tunaknya. Kendali *derivative* bekerja pada saat peralihan periode sehingga kendali *derivative* biasanya digunakan bersamaan dengan kendali lain (Sutanto and Tanudjaja, 2017.)

$$y(t) = Kd\frac{d}{dt}e(t) \tag{2.52}$$

Masing-masing kendali PID mempunyai keunggulan tertentu, dimana aksi kendali proporsional mempunyai mempercepat mencapai *rise time,* kendali *integral* memperkecil *error* dan kendali *derivative* digunakan untuk meredam *overshoot /undershoot.* Penggunaan sistem kendali PID memiliki tujuan yakni mendapatkan hasil pengendalian dengan sifat menghilangkan *error,* mengurangi *rise time*, mengurangi *Settling time* dan memperkecil *overshoot* (Yuan & Liu, 2012)(Septiani et al., 2017).

Karakteristik dari masing-masing parameter sistem kendali dapat dilihat pada tabel 2.1

Tabel 2. 1 Karakteristik Parameter Sistem Kendali PID

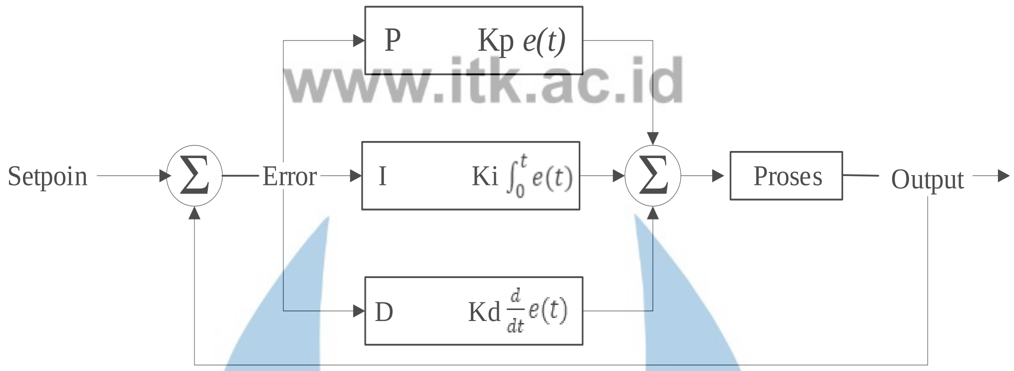
| **Penguatan** | ***Time Rise*** | ***Overshoot*** | ***Settling Time*** | ***Error Steady State*** |
|---|---|---|---|---|
| $K_p$ | Berkurang | Bertambah | Sedikit Berubah | Berkurang |
| $K_i$ | Berkurang | Bertambah | Bertambah | Hilang |
| $K_d$ | Sedikit Berubah | Berkurang | Berkurang | Sedikit Berubah |

(Yuan & Liu, 2012).

Pengendali PID dapat dipresentasikan pada persamaan 2. 4 sebagai berikut.

$$G(s) = Kp + \frac{Ki}{s} + Kds \tag{2.53}$$

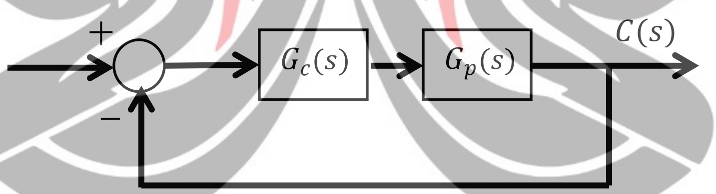
Diagram blok dari pengendali PID dapat dilihat pada gambar 2.6 berikut:




Gambar 2. 2 Diagram Blok Pengendali PID (Deepyaman ,2008)

## 2.3 Metode *Tuning Direct Synthesis*

Metode *direct synthesis* dilakukan dengan pendekatan desain kontrol yang didasarkan pada fungsi alih *loop* tertutup yang dinginkan. Kemudian, pengontrol dihitung secara analitik sehingga respons referensi pada *loop* tertutup cocok dengan respons yang diinginkan. Keuntungan nyata dari pendekatan sintesis langsung adalah bahwa persyaratan kinerja dimasukkan secara langsung melalui spesifikasi fungsi transfer *loop* tertutup (dan chen,2002).




Gambar 2. 3 sistem *close loop* dengan kontroler (dan chen,2002)

Diasumsikan bahwa $G_p(s)$ merupakan model plant yang akan dikendalikan, maka dapat diperoleh *closed-loop* transfer *function* sebagai berikut

$$\frac{y}{r} = \frac{G_c(s)G_p(s)}{1 + G_c(s)G_p(s)} \tag{2.54}$$

Kemudian dengan model yang dinginkan untuk mendapatkan *setpoint* yang dinginkan sebagai berikut

$$\frac{y}{r} = \frac{G_c(s)G_p(s)}{1 + G_c(s)G_p(s)} = q(s) \tag{2.55}$$

Sehingga persamaan kontrolernya adalah sebagai berikut

$$G_c = \frac{1}{G_p}\left(\frac{q}{1-q}\right) \tag{2.56}$$



## 2.4 Fuzzy Logic

Logika Fuzzy merupakan logika yang berhadapan dengan konsep kebenaran sebagian, dimana pada logika klasik menyatakan bahwa segala sesuatu dinyatakan dalam bilangan biner (0 dan 1). Pada sistem logika Fuzzy memungkinkan adanya himpunan nilai keanggotaan dari tiap elemen yang dibatasi dengan interval 0 dan 1. Berbagai teori yang dibuktikan pada penelitian pada perkembangan logika Fuzzy menunjukan bahwa pada dasarnya logika Fuzzy dapat digunakan untuk memodelkan berbagai sistem. Logika Fuzzy diasumsikan mampu memetakan suatu *input* ke dalam suatu *output* tanpa mengabaikan faktor-faktor yang ada. Logika Fuzzy juga diyakini sangat fleksibel dan memiliki toleransi terhadap data-data yang ada (Ula et al., n.d.).

Logika Fuzzy dapat digunakan memodelkan berbagai sistem termasuk dapat menyelesaikan permasalahan tentang pemetaan sistem non-linier. Logika Fuzzy diterapkan dalam sistem kontrol tanpa harus menghilangkan teknik desain sistem kontrol konvensional yang sudah ada (Septiani et al., 2017). Dalam penerapan logika Fuzzy pada sistem kontrol, ada beberapa langkah operasional yang harus dilakukan yaitu Fuzzifikasi, *rule base*, sistem inferensi Fuzzy, Defuzzyfikasi (Wang, 1997)

### 2.4.1 Fuzzifikasi

Fuzzifikasi merupakan proses nilai *input* yang merupakan nilai tegas (*crisp*) dibuat dalam fungsi keanggotaan himpunan Fuzzy. Himpunan Fuzzy merupakan suatu kelompok yang mewakili suatu keadaan dalam suatu variabel. Mengubah nilai *input crisp* menjadi *input* himpunan Fuzzy, maka perlu melakukan penentuan fungsi keanggotaan dari masing-masing *input crisp,* kemudian fuzzifikasi akan mengambil nilai *input crisp* dan membandingkannya dengan fungsi keanggotaan untuk menghasilkan *input* himpunan Fuzzy (Septiani et al., 2017).

### 2.4.2 Aturan Fuzzy

Logika Fuzzy menggunakan aturan yang diterapkan pada himpunan Fuzzy yaitu IF-THEN. Aturan Fuzzy IF-THEN merupakan pernyataan yang di presentasikan dengan

$$IF \ < proposisi\ fuzzy > THEN \ < proposisi \ > \tag{2.57}$$

Proposisi Fuzzy dibedakan menjadi dua bagian yaitu proposisi Fuzzy *atomic* dan proposisi *fuzzy compound*. Proposisi *fuzzy atomic* merupakan pernyataan tunggal dimana x sebagai *variable linguistic* dan A adalah himpunan Fuzzy dari x. Proposisi Fuzzy *compound* merupakan gabungan dari proposisi Fuzzy atomic yang dihubungkan dengan operator "*or" "and"* dan "*not*" (Wang, 1997).

### 2.4.3 Sistem Inferensi Fuzzy

Proses inferensi sistem dilakukan dengan cara merasionalisasi nilai *input* untuk menentukan nilai *output* sebagai bentuk pengambilan keputusan berdasarkan aturan IF-THEN yang diperikan. Proses implikasi pada tahap ini dilakukan disetiap aturan. Dua proses fungsi yang sering dipakai dalam proses implikasi adalah *min* dan *max*. Ada beberapa metode untuk penerapan sistem Fuzzy diantaranya seperti metode Mamdani, metode Sugeno dan metode Tsukamoto (Septiani et al., 2017).

**1. Metode Mamdani**

Metode Mamdani merupakan metode yang paling sederhana dan paling sering digunakan untuk penelitian dibandingkan metode lainnya, Metode ini pertama kali diperkenalkan oleh Ibrahim Mamdani pada tahun1975. *Input* dan *output* dari metode Mamdani berupa himpunan Fuzzy (Sri, 2002). Metode Mamdani disebut juga sebagai metode MIN-MAX *(min-max inferencing)* karena menggunakan fungsi implikasi *min* dan agregasi *max*. keluaran untuk n aturan metode Mamdani didefinisikan sebagai

$$\mu_{B^k}(y) = \max\,[\min[\mu A_1^k(x_i), \mu A_2^k\big(x_j\big)]]_k \tag{2.58}$$

dengan nilai k = 1,2 ,..*n*, $A_1^k$ dan $A_2^k$ menyatakan himpunan Fuzzy pasangan anteseden ke- *k*, dan $B^k$ adalah himpunan Fuzzy konsekuen ke- *k* (Sri dan Hari, 2013).

2. **Metode Sugeno**

Metode Sugeno pertama kali diperkenalkan oleh Takagi Sugeno Kang pada tahun 1985. Metode ini menggunakan himpunan Fuzzy pada keluarannya, sama seperti pada metode Mamdani. Akan tetapi, *output* yang digunakan pada metode Sugeno adalah konstanta atau persamaan linier. Jika pada metode Mamdani proses defuzifikasi menggunakan agregasi daerah kurva, maka pada metode Sugeno agregasi berupa singleton-singleton. Metode ini terdiri dari dua jenis yaitu

a. Model Fuzzy Sugeno Orde Nol

Secara umum bentuk model fuzzy Sugeno Orde nol adalah:

$$IF\ (X_1\ is\ A_1)\cdot(X_2\ is\ A_2)\cdot(X_3\ is\ A_3)\ ...\ (X_N\ is\ A_N)\ THEN\ z = k \qquad (2.59)$$

Dengan $A_i$ adalah himpunan fuzzy ke-I sebagai anteseden, dan k adalah suatu konstanta sebagai konsekuen

b. Model Fuzzy Sugeno Orde Satu

Secara umum bentuk model fuzzy Sugeno Orde-satu adalah:

$$IF\ (X_1\ is\ A_1)\cdot(X_2\ is\ A_2)\cdot(X_3\ is\ A_3)\ ...\ (X_N\ is\ A_N)$$

$$THEN\ z = p_1 * x_1 + \cdots.. + p_N * x_N + q \qquad (2.60)$$

Dengan $A_i$ adalah himpunan fuzzy ke-I sebagai anteseden, dan $p_i$ adalah suatu konstanta (tegas) ke-I dan q juga merupakan konstanta dalam konsekuen. Apabila komposisi aturan menggunakan metode Sugeno, maka deffuzifikasi dilakukan dengan cara mencari nilai rataratanya.

3. **Metode Tsukamoto**

Metode Tsukamoto merupakan pengembangan dari penalaran monoton dengan setiap konsekuen pada aturan yang berbentuk *if-Then* harus dipresentasikan dengan suatu himpunan Fuzzy dengan fungsi keanggotaan yang monoton. Sebagai hasil penarikan kesimpulan *(inference)* dari tiap-tiap aturan diberikan dengan menggunakan rata berbobot (*weight average)* (Sri, 2002).

### 2.4.4 Defuzzifikasi

Defuzzifikasi merupakan proses yang kebalikan dari proses fuzzifikasi dimana pada *input* fuzzifikasi adalah himpunan tegas dan *output* adalah himpunan keanggotaan dalam *set* Fuzzy , maka *input* dan *output* pada defuzzifikasi merupakan *invers*-nya yaitu pemetaan dari himpunan fuzzy ke himpunan tegas.

Salah satu metode yang digunakan pada proses defuzzifikasi adalah metode *Centeroid* atau disebut juga dengan metode *Center of Grafity* atau metode pusat luas. Proses defuzzifikasi pada metode ini adalah dengan mengambil nilai titik pusat ($x^*$) dari daerah fungsi keanggotaan B. metode *centeroid* dapat dituliskan pada persamaan sebagai berikut (Wang, 1997: 107).

$$x^* = \frac{\int_x \; x\, \mu_b(x)dx}{\mu_b(x)dx} \tag{2.61}$$

Untuk domain kontinu sedangkan untuk domain diskrit dapat ditulis sebagai berikut

$$x^* = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_i \mu_b(x_i)}{\sum_{i=1}^{n} \mu_b(x_i)} \tag{2.62}$$

## 2.5 Momen Inersia

Momen inersia merupakan konsep dasar yang penting dalam memahami dinamika gerak rotasi. Momen inersia merupakan kelembaman suatu benda yang berotasi terhadap sumbu tertentu. Benda dengan massa besar akan lebih sulit melakukan rotasi daripada benda dengan massa yang ringan dan benda yang massa berat tersebut akan lebih sulit berhenti berotasi daripada massa yang ringan. Hal tersebut sejalan dengan jika massa semakin jauh dari sumbu rotasi maka momen inersia semakin besar juga.

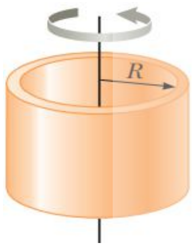
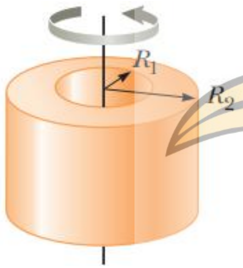
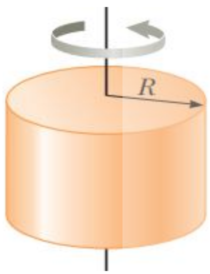
$$I = mr^2 \tag{2.63}$$

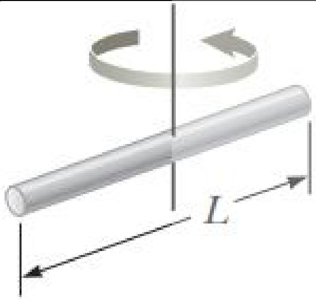
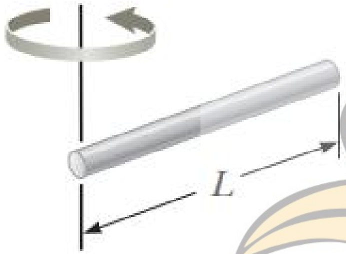
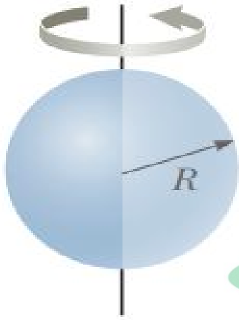
Momen inersia untuk benda yang terdiri dari beberapa partikel dirumuskan pada persamaan 2.64

$$I = \sum m_i r_i^2 \tag{2.64}$$

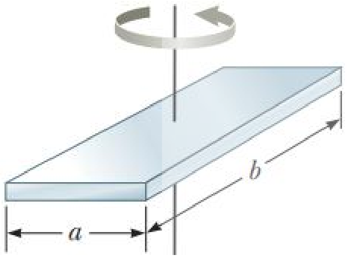
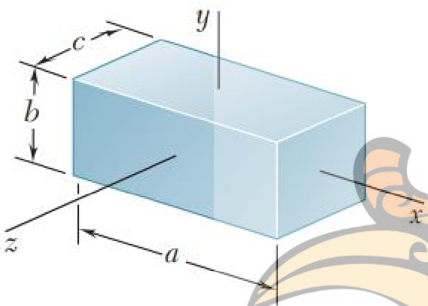
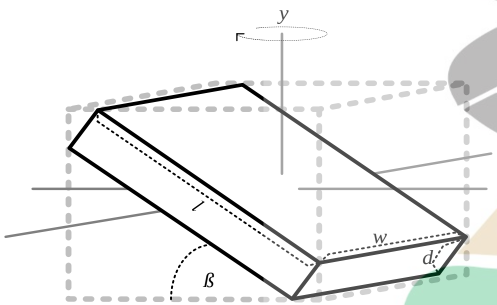
Dimana $m_i$ adalah massa partikel *i* dan $r_i$ adalah jarak partikel *i* ke sumbu putar. Selain itu persebaran massa partikel di sekitar sumbu rotasi juga mempengaruhi momen inersia benda, maka besar momen inersia untuk beberapa benda dengan sumbu putar tertentu ditunjukan pada tabel 2.2

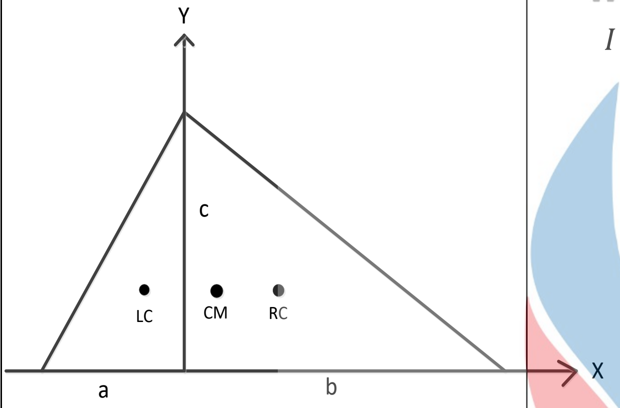
Tabel 2. 2 momen inersia untuk beberapa benda dengan sumbu putar

| No | Bentuk | Persamaan | Keterangan |
|---|---|---|---|
| 1 |  | $I = MR^2$ | Cincin dengan poros di pusat |
| 2 |  | $I = \frac{1}{2}M(R_1^2 + R_2^2)$ | Silinder anullar dengan poros di pusat |
| 3 |  | $I = \frac{1}{2}MR^2$ | Silider pejal dengan poros di pusat tutup Silinder |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 4 |  | $I = \frac{1}{12}ML^2$ | Batang dengan poros di tengah dan tegak turus terhadap panjang batang |
| 5 |  | $I = \frac{1}{3}ML^2$ | Batang dengan poros di salah satu ujung dan tegak turus terhadap panjang batang |
| 6 |  | $I = \frac{2}{5}MR^2$ | Bola pejal dengan poros sejajar dengan diameter bola |

www.itk.ac.id

| | | | |
|---|---|---|---|
| 7 |  | $I = \frac{1}{12}M(a^2 + b^2)$ | Lempeng persegi dengan poros di tengah lempeng |
| 8 |  | $Ix = \frac{1}{12}M(b^2 + c^2)$<br>$Iy = \frac{1}{12}M(c^2 + a^2)$<br>$Iz = \frac{1}{12}M(a^2 + b^2)$ | Kubus dengan poros di pusat kubus |
| 9 |  | $I = \frac{1}{12}M(l^2 \cos^2 \beta + d^2 \sin^2 \beta + w^2)$ | Kubus miring dengan poros di sumbu y |

| | | | |
|---|---|---|---|
| 10 |  | $I = \frac{1}{18} M(a^2 + ab + b^2 + c^2)$ | Lempeng segitiga dengan poros di pusat massa segitiga |

(Walker, 2014 ; Panagapulos, 2015; Zanneti, 2018)

## 2.6 Penelitian Terdahulu

Tabel 2.3 menunjukkan rangkuman hasil penelitian terdahulu yang memiliki keterkaitan dengan penelitian yang telah dilakukanTabel 2. 3 Posisi Penelitian Terhadap Penelitian Terdahulu

| No | Nama Penulis dan Tahun Publikasi | Metode | Judul Penelitian | Plant/Sistem | Pemodelan Sistem | Hasil |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 1. | Maharani Raharja dkk (2017) | Logika Fuzzy | *Hovering* Control of Quadrotor Based on Fuzzy Logic | Quadcopter | Pemodelan Fisika | Penerapan kontrol logika Fuzzy untuk menjaga *attitude* dan *altitude* quadcopter dengan hasil menunjukan waktu untuk time rise cepat, settling |

| | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | time, *steady state* dan tidak adanya *overshoot* |
| 2. | Kuantama (2017) | PID dan Fuzzy-PID | PID and Fuzzy-PID Control Model fot Quadcopter *attitude* With Disturbance Parameter | Quadcopter | Pemodelan Fisika | Penerapan kontrol Fuzzy-PID untuk gerak *hover* dengan gangguan angin. dengan hasil terbukti memiliki *error steady state* relatif kecil dibandingkan dengan metode pengendalian PID dan kestabilan terhadap gangguan angin lebih baik |
| 3 | Meti Megayanti dkk (2018) | Fuzzy-PID | Modelling and Implementation of *Hexacopter* Guidance System Using Fuzzy Logic Control Under Wind Disturbance. | Hexarotor | Pemodelan Fisika | Penerapan pengendalian Fuzzy-PID terbukti berhasil memiliki *overshoot* , *Settling time and error steady state* yang kecil dibandingkan dengan penerapan PID |
| 4 | Toga Clinton Sihotang | Fuzzy-PID | Perancangan Fuzzy-PID Controller untuk Kestabilan Hover pada Hexacopter | | | |