

Antonio Cesar Urbano da Silva Filho

# **Análise Dinâmica e de Controle do Mini Drone Parrot Mambo Utilizando Matlab Simulink**

Trabalho elaborado na disciplina Trabalho de Graduação II apresentado ao Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas da Universidade Federal do ABC, no curso de Engenharia Aeroespacial.

Universidade Federal do ABC

Centro de Modelagem, Engenharia e Ciências Sociais Aplicadas

Orientador: Diego Paolo Ferruzzo Correa

São Bernardo do Campo - SP

2024



# Sumário



# 1 Modelagem dinâmica

## 1.1 Modelagem do quadrrrotor

Para se estudar as características de movimento e o sistema de controle do quadrrrotor deste trabalho é necessário entender como as forças que interagem com o corpo se relacionam. A análise dinâmica de um drone pode ser dividida na dinâmica de corpo rígido, dinâmica translacional, na cinemática e dinâmica de atitude, nas forças agindo sobre o corpo e o controle. Assim, neste capítulo será apresentado essa análise.

### 1.1.1 Sistemas de coordenadas

Podemos modelar um quadrrrotor considerando-o como um corpo rígido usando as leis de newton, que necessitam de um referencial inercial(que não está acelerando nem rotacionando) para serem válidas, bem como definir um sistema de coordenadas local que se move com o quadrrrotor. Nesse estudo, por conveniência escolhemos como sistema de coordenadas inercial o sistema North, East, Down(NED), que é tangencial a superfície da Terra e têm o eixo x apontando para o norte, o eixo y apontando para o leste e o eixo z apontando para baixo. E como sistema de coordenadas local um sistema ABC(Aircraft body centered) com origem no centro de gravidade do quadrrrotor e paralelo ao sistema NED.

### 1.1.2 Matrizes de rotação

A fim de realizar a modelagem dinâmica do quadrrrotor se faz necessário relacionar o sistema de referência inercial(NED), que será nosso sistema de trabalho, com o sistema de referência do corpo(XYZ) obtendo assim a matriz de rotação entre os sistemas, que chamaremos de Rib. A matriz de rotação Rib é obtida através de 3 rotações sucessivas ao longo dos eixos do sistema inercial, assim a sequência utilizada nesse trabalho será a x-y-z, ou seja, uma rotação de  $(\phi)$  ao longo do eixo x (rolagem), uma rotação  $(\theta)$  ao longo do eixo y (arfagem) e uma rotação  $(\psi)$  ao longo do eixo z (guinada). Cada rotação pode ser representada a partir de uma matriz, sendo que, a matriz de rotação ao longo de x é:

$$R_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix}$$

A matriz de rotação ao longo de y é:

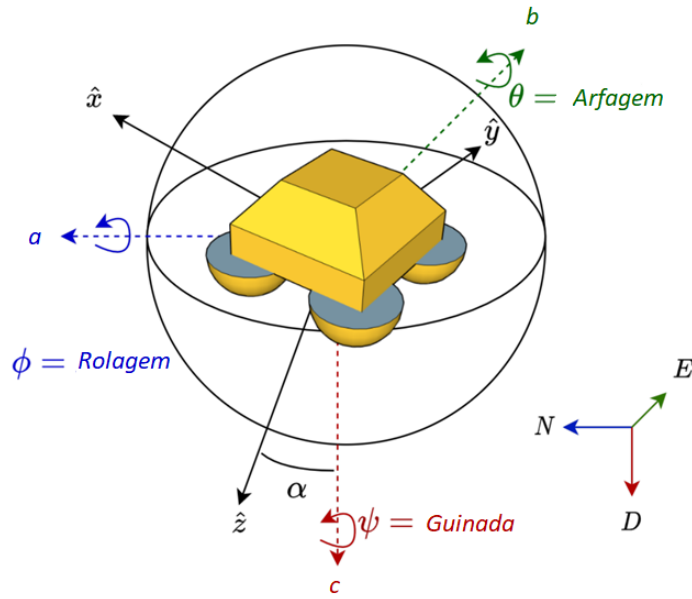
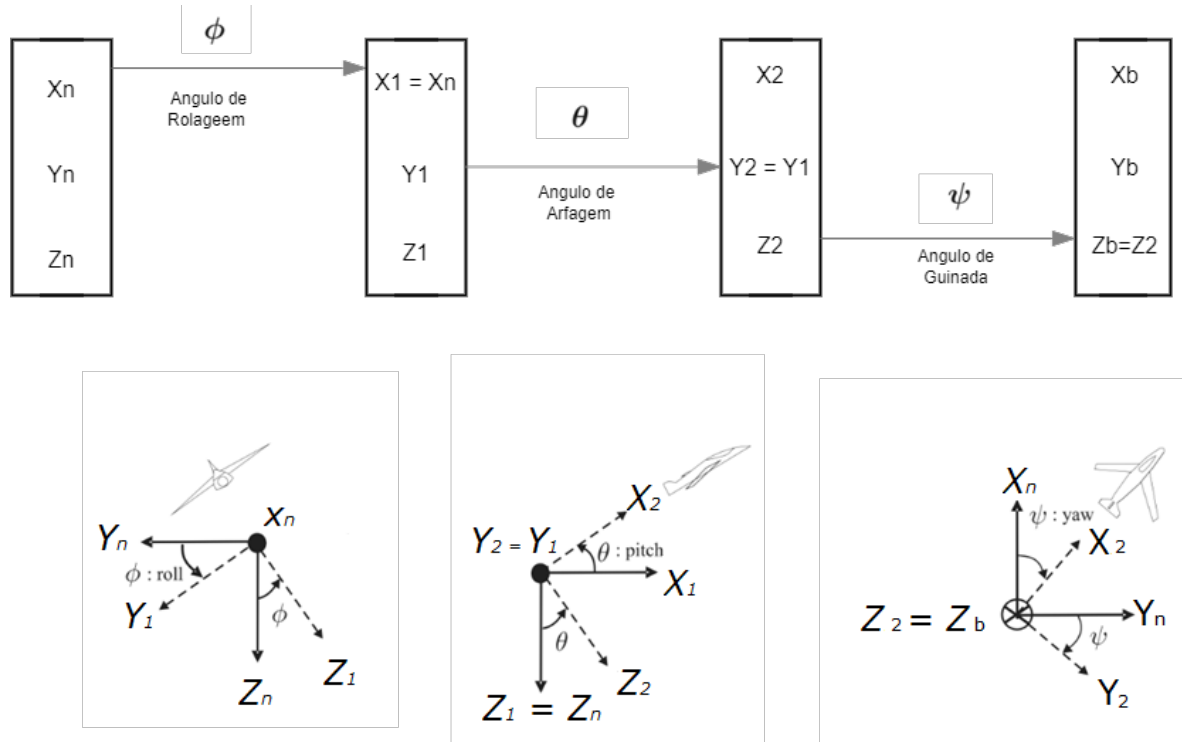


Figura 1 – Representação do sistema de referência inercial(NED) e do sistema local ABC. Imagem retirada de <https://www.mdpi.com/1424-8220/21/4/1310/html> e modificada pelo autor.

$$R_y = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}$$

A matriz de rotação ao longo de  $z$  é:

$$R_z = \begin{pmatrix} \cos \psi & 0 & \sin \psi \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$



Tais rotações podem ser melhor observadas na figura ??.

A matriz de transformação de referência Rib que relaciona os dois sistemas de referência, inercial e fixo ao corpo, é o produto das matrizes Rx, Ry, Rz. De forma que:

$$R_t(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

### 1.1.3 Configuração do veículo

Observando o diagrama de corpo livre do quadricóptero retratado pela figura ??, chega-se nos seis graus de liberdade necessários para a representação do sistema. Esses se dividem em três para o movimento de translação nos eixos  $x'$ ,  $y'$  e  $z'$  e outros três para o movimento de rotação em cada um dos eixos. Para melhor estudo do problema, foram estabelecidos um referencial inercial e um referencial solidário ao corpo relacionados da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = R_{bi} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}$$

Na sequência, usaremos a matriz de rotação previamente obtida, para descrever o movimento geral do corpo a partir de suas equações de movimento translacional e

rotacional.

Pode-se utilizar da matriz de rotação  $R_{bi}$  para chegar na seguinte relação entre as velocidades:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_{bi} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

Para a análise da dinâmica rotacional do movimento, iremos utilizar as equações historicamente conhecidas como equações de Euler(HIBBLER), essas equações consideram que o sistema de referência solidário ao corpo é coincidente com o centro de massa e o corpo é rígido e simétrico, fazendo que os produtos de inércia sejam zero,  $I_{xx} = I_x$ ,  $I_{yy} = I_y$ ,  $I_{zz} = I_z$ :

$$I \frac{d\omega}{dt} = \omega \times I \cdot \omega + H \quad (1.1)$$

onde:

$\mathbf{I}$  é a matriz de inércia do corpo,  $\boldsymbol{\omega}$  é o vetor de velocidade angular,  $\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}$  é a taxa de variação da velocidade angular,  $\times$  representa o produto vetorial,  $\mathbf{H}$  é o vetor do momento aplicado.

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix}$$

Onde  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  e  $I_{zz}$  são os momentos de inércia sobre os seus eixos principais.

#### 1.1.4 Dinâmica translacional

Usando a Segunda Lei de Newton, podemos analisar a dinâmica translacional do corpo no referencial inercial. As forças atuantes no drone são da tração gerada pelos 4 propulsores bem com as forças aerodinâmicas de arrasto agindo sobre o drone. Assim cada uma das forças aerodinâmicas e de tração devem ser transformadas do referencial to corpo para o referencial inercial utilizando as matrizes de transformação previamente definidas. Assim as equações de movimento translacional podem ser definidas como:

$$m \frac{d^2}{dt^2} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = R_{ib} \sum_{i=1}^4 T_i - R_{ib} D - m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (1.2)$$



Sendo que na equação (1.1),  $T_i$  são os vetores de força gerado pelos motores de 1 a  $n$ ,  $D$  é a força aerodinâmica de arrasto agindo no drone,  $m$  é a massa total do drone e  $g$  é aceleração da gravidade.

### 1.1.5 Forças aerodinâmicas

Quando falamos das forças aerodinâmicas atuando em um drone, podemos considerar que a única força externa além do arrasto é gerada pelas hélices, na forma de torque e tração. Assim geralmente assumimos que os únicos torques e trações gerados pelas hélices são utilizados para o controle do drone.

Para compreender completamente a dinâmica do movimento translacional de um drone, é crucial examinar as forças e momentos que atuam sobre o corpo. Estas podem ser decompostas em forças de propulsão, forças aerodinâmicas, arrasto e momentos devido às hélices.

#### 1. Forças de Propulsão:

As forças de propulsão são geradas pelos motores do drone e são representadas pelos vetores  $\mathbf{T}_i$ . A soma vetorial dessas forças, considerada no referencial inercial ( $\mathbf{F}_{\text{total}} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{T}_i$ ), constitui a força total de propulsão que impulsiona o drone.

#### 2. Força Aerodinâmica de Arrasto ( $\mathbf{D}$ ):

O arrasto aerodinâmico ( $\mathbf{D}$ ) é a força resistiva oposta ao movimento do drone. Essa força é influenciada pela velocidade relativa do drone em relação ao ar e por características aerodinâmicas específicas do seu design.

#### 3. Força Gravitacional ( $\mathbf{F}_{\text{mg}}$ ):

A força gravitacional ( $\mathbf{F}_{\text{mg}}$ ) atua no sentido negativo do eixo vertical e é proporcional à massa do drone ( $m$ ) e à aceleração da gravidade ( $g$ ).

#### 4. Momentos devido às Hélices ( $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ ):

Os momentos em torno dos eixos de rotação ( $\phi, \theta, \psi$ ) são influenciados pelos torques ( $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ ) gerados pelas hélices. Estes momentos resultam da interação entre as forças de propulsão desiguais e as distâncias entre os motores.

A equação dos torques gerados pela hélice pode ser expandida para fornecer uma visão mais detalhada dos fatores envolvidos. A equação geral para o momento ( $\tau$ ) gerado por uma hélice é frequentemente modelada usando a equação do torque de potência. Vamos expandir essa equação:

$$\tau = k_t \cdot \rho \cdot A \cdot R \cdot \Omega^2 \quad (1.3)$$

onde:

$\tau_i$  é o momento gerado pelo  $i$ -ésimo motor.

$k_t$  é o coeficiente de empuxo da hélice.

$\rho$  é a densidade do ar.

$A$  é a área da seção transversal da hélice.

$R$  é o raio efetivo da hélice.

$\Omega_i$  é a velocidade angular da hélice.

Esta equação baseia-se na teoria da aerodinâmica das hélices e descreve como o torque gerado pela hélice ( $\tau_i$ ) é proporcional ao quadrado da velocidade angular ( $\Omega_i$ ), à densidade do ar ( $\rho$ ), à área da seção transversal ( $A$ ), e ao coeficiente de empuxo ( $k_t$ ).

Além disso, é comum considerar outros fatores que afetam a eficiência do sistema de propulsão, como o efeito solo, a influência mútua entre as hélices e as perdas mecânicas. Assim, a equação do torque pode ser estendida para incorporar esses fatores:

$$\tau_i = k_t \cdot \rho \cdot A \cdot R \cdot \Omega_i^2 + Q_i \quad (1.4)$$

onde  $Q_i$  representa termos adicionais que levam em conta fatores de correção e não idealidades no sistema.

A modelagem precisa dos torques é fundamental para prever o comportamento dinâmico do drone e projetar sistemas de controle eficazes. A obtenção experimental desses parâmetros é frequentemente realizada em testes de laboratório, onde a resposta das hélices a diferentes condições de operação é medida e analisada.

Os momentos aerodinâmicos referem-se aos momentos (torques) que são gerados devido às forças aerodinâmicas atuando em uma aeronave, incluindo drones. Esses momentos desempenham um papel crucial na estabilidade e controle do voo. Vamos explorar os momentos aerodinâmicos em relação aos eixos principais de um drone.

## 1. Momento de Rolamento ( $L$ ):

O momento de rolamento ( $L$ ) é gerado pela componente aerodinâmica que atua perpendicularmente ao eixo transversal da aeronave. Ele resulta em uma rotação em torno do eixo de rotação longitudinal (Roll). A relação entre o momento de rolamento aerodinâmico ( $M_{aero}$ ) e a taxa de rotação angular ( $\phi$ ) pode ser expressa por:

$$L = I_{xx} \cdot \frac{d^2\phi}{dt^2}$$

## 2. Momento de Arfagem ( $M$ ):

O momento de arfagem ( $M$ ) é causado pela componente aerodinâmica que atua perpendicularmente ao eixo lateral da aeronave. Ele induz uma rotação em torno do eixo de rotação transversal (Pitch). A relação com a taxa de rotação angular ( $\theta$ ) é dada por:

$$M = I_{yy} \cdot \frac{d^2\theta}{dt^2}$$

## 3. Momento de Guinada ( $N$ ):

O momento de guinada ( $N$ ) é associado à componente aerodinâmica que atua perpendicularmente ao eixo vertical da aeronave. Ele resulta em uma rotação em torno do eixo vertical (Yaw). A relação com a taxa de rotação angular ( $\psi$ ) é representada por:

$$N = I_{zz} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2}$$

Vamos estabelecer a relação entre os momentos aerodinâmicos e os torques em um drone. Isso envolve considerar como as forças aerodinâmicas aplicadas às superfícies da aeronave geram torques que influenciam sua dinâmica de rotação. Vamos analisar cada eixo separadamente:

### 1. Momento de Rolamento ( $L$ ) e Torque ( $\tau_\phi$ ):

O momento de rolamento ( $L$ ) é gerado por forças aerodinâmicas que atuam perpendicularmente ao eixo transversal da aeronave. Este momento é diretamente proporcional à taxa de rotação angular ( $\phi$ ). Portanto, podemos relacionar  $L$  com o torque de rolamento ( $\tau_\phi$ ), sendo  $l$  o tamanho do braço do motor:

$$L = I_{xx} \cdot \frac{d^2\phi}{dt^2} = l \cdot \tau_\phi$$

### 2. Momento de Arfagem ( $M$ ) e Torque ( $\tau_\theta$ ):

O momento de arfagem ( $M$ ) é causado por forças aerodinâmicas perpendiculares ao eixo lateral da aeronave. Ele está diretamente relacionado à taxa de rotação angular ( $\theta$ ), sendo  $l$  o tamanho do braço do motor. Podemos expressar essa relação como:

$$M = I_{yy} \cdot \frac{d^2\theta}{dt^2} = l \cdot \tau_\theta$$

### 3. Momento de Guinada ( $N$ ) e Torque ( $\tau_\psi$ ):

O momento de guinada ( $N$ ) é associado a forças aerodinâmicas perpendiculares ao eixo vertical da aeronave e sendo  $l$  o tamanho do braço do motor. Sua relação com a taxa de rotação angular ( $\psi$ ) pode ser descrita por:

$$N = I_{zz} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = 0 \cdot \tau_\phi + 0 \cdot \tau_\theta + 1 \cdot \tau_\psi$$

#### 1.1.6 Cinemática de Rotação

A cinemática de rotação em drones é essencial para compreender o movimento angular sem levar em conta as forças envolvidas. Vamos explorar os fundamentos passo a passo, abordando ângulos de Euler, taxas de rotação angular.

A relação entre as velocidades angulares do corpo e as taxas de variação dos ângulos de Euler, pode ser dada como:

$$\omega = \Omega \dot{\Theta} \quad (1.5)$$

As taxas de rotação angular ( $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\psi}$ ) são as derivadas dos ângulos de Euler. Utilizamos a matriz de rotação das velocidades angulares para relacionar as velocidades angulares às taxas de rotação(p,q,r) ao redor dos eixos x, y, e z:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \cdot \tan(\theta) & \cos(\phi) \cdot \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Essa relação nos permite converter as taxas de rotação angular para as taxas de variação dos ângulos de Euler.

Aqui, podemos aplicar a suposição para pequenos ângulos, assumindo que o sistema não alcançará ângulos elevados, sendo que isso invalidaria a modelagem. Logo, podemos fazer as seguintes aproximações,

$$\cos(\delta) = 1$$

,

$$\sin(\delta) = \delta$$

, o que nos dá:

$$p = \dot{\phi} - \theta \dot{\psi}$$

$$q = \dot{\theta} + \phi \dot{\psi}$$

$$r = -\psi\dot{\theta} + \dot{\psi}$$

Assim, considerando pequenas velocidades angulares, o termos com multiplicação podem ser considerados pequenos o suficiente para serem eliminados, de forma que ficamos com:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

Derivando em função do tempo, temos:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix}$$

### 1.1.7 Dinâmica de Rotação

A dinâmica de rotação em drones explora como os torques aplicados a uma aeronave influenciam suas taxas de rotação angular. Vamos passar por todos os passos do equacionamento, começando pela Segunda Lei de Newton para a rotação.

$$\vec{M} = \dot{\vec{H}} \quad (2.9)$$

Sendo que  $\vec{M}$  representa a soma total de todos os momentos que afetam a rotação do drone. Inclui contribuições externas, como os gerados pelos motores e forças aerodinâmicas, e contribuições internas, como os momentos inerciais resultantes da distribuição de massa. O termo,  $\vec{H}$  denota a variação do momento angular. O momento angular total de um quadrirrotor compreende duas componentes distintas. A primeira delas diz respeito à rotação do próprio corpo, enquanto a segunda está relacionada à rotação dos motores. Portanto,

$$\vec{H} = \vec{H}_{\text{corpo}} + \vec{H}_{\text{motores}} \quad (2.10)$$

Onde  $\vec{H}_{\text{corpo}}$  representa o momento angular do corpo e  $\vec{H}_{\text{motores}}$  corresponde ao momento angular devido aos motores. Esses momentos angulares podem ser descritos da seguinte forma:

$$\vec{H}_{\text{corpo}} = \vec{I}_{\text{corpo}} \cdot \vec{\omega}_{\text{corpo}} \quad (2.11)$$

$$\vec{H}_{\text{motores}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \Omega \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Aqui,  $J_r$  representa o momento de inércia do conjunto composto pelo rotor, eixo e hélice, enquanto  $\Omega$  é a velocidade nominal de rotação do motor. Portanto, a equação de Euler que descreve a dinâmica de rotação é definida como:

$$\vec{I}_{\text{corpo}} \cdot \dot{\vec{\omega}}_{\text{corpo}} = \vec{M} - \vec{\omega}_{\text{corpo}} \times (\vec{H}_{\text{corpo}} + \vec{H}_{\text{motores}}) \quad (2.13)$$

Para cada um dos eixos, temos:

$$I_{xx} \cdot \dot{\phi} = (I_{zz} - I_{yy}) \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\psi} + H_{\phi}$$

$$I_{yy} \cdot \dot{\theta} = (I_{xx} - I_{zz}) \cdot \dot{\phi} \cdot \dot{\psi} + H_{\theta}$$

$$I_{zz} \cdot \dot{\psi} = (I_{yy} - I_{xx}) \cdot \dot{\phi} \cdot \dot{\theta} + H_{\psi}$$

Os termos  $\vec{I}_{\text{corpo}} \cdot \dot{\vec{\omega}}_{\text{corpo}}$  e  $\vec{\omega}_{\text{corpo}} \times (\vec{H}_{\text{corpo}} + \vec{H}_{\text{motores}})$  representam a taxa de variação do momento angular no sistema do corpo. O operador de produto vetorial  $\times$  é aplicado na última parte da equação.

Isolando os momentos  $H$  e os relacionando com os momentos aerodinâmicos, temos:

$$I_{xx} \cdot \frac{d\omega_{\phi}}{dt} + (I_{yy} - I_{zz}) \cdot \omega_{\theta} \cdot \omega_{\psi} = I_{xx} \cdot \frac{d^2\phi}{dt^2}$$

$$I_{yy} \cdot \frac{d\omega_{\theta}}{dt} + (I_{zz} - I_{xx}) \cdot \omega_{\phi} \cdot \omega_{\psi} = I_{yy} \cdot \frac{d^2\theta}{dt^2}$$

$$I_{zz} \cdot \frac{d\omega_{\psi}}{dt} + (I_{xx} - I_{yy}) \cdot \omega_{\phi} \cdot \omega_{\theta} = I_{zz} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2}$$

(2.15)

### 1.1.8 Modelo dinâmico do quadricóptero

Assim, considerando (1.2) e (2.15), e as considerações feitas ao longo deste capítulo, podemos chegar ao modelo dinâmico do quadricóptero dado por:

$$\ddot{x} = -(\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi)T_m$$

$$\ddot{y} = -(\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \sin \phi \cos \psi)T_m$$

$$\ddot{z} = g - \cos \phi \cos \theta T_m$$

$$\dot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{yy}) - \dot{\theta}J_r\Omega_{I_{xx}} + LI_{xx}$$

$$\dot{\theta} = -\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{xx} - I_{zz}) + \dot{\phi}J_r\Omega_{I_{yy}} + MI_{yy}$$

$$\dot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}\frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}} + NI_{zz}$$





## 2 *Análise dinâmica e Controle Mini Parrot*

Nos capítulos anteriores construímos uma base teórica sobre dinâmica e controle de um quadricóptero, assim, nesse capítulo vamos relacionar o que foi dito nos capítulos anteriores com o sistema de controle desenvolvido pela MathWorks em parceria com a parrot para fins de estudo.

O sistema de controle já desenvolvido é bem completo e complexo, então nossa intenção será avaliar as características do sistema de controle durante um voo pairado e verificar a possibilidade de implementar melhorias no sistema.

### 2.1 Características do quadricóptero

O quadricóptero selecionado foi o Parrot Mambo Fly, esse é um drone pequeno(18 x 18 x 4 cm), e leve ( 68 gramas). O quadricóptero utiliza uma configuração de rotores em "X", onde o eixo X do sistema de referência do corpo é alinhado entre os dois rotores frontais, diferente de um drone com configuração em "+" onde o eixo x aponta diretamente para o rotor frontal. Cada rotor têm um motor de corrente contínua sem escovas. Além disso o quadricóptero tem autonomia entre 8 e 10 minutos, a partir de uma bateria de lítio de 660mAh. A memória interna do drone é de 1GB, e ele tem um processador com velocidade de 200Hz. O drone também conta com alguns sensores que são utilizados para o controle, são eles:

- Camera: Uma câmera de 0.3 megapixel, que fica na parte de baixo do drone, com uma taxa de quadros de 60 fps. Utilizada para medir o deslocamento horizontal do drone com o método de fluxo ótico, que consiste em estimar a velocidade baseada no movimento relativo entre os quadros.

- Ultrasom: O sensor ultrasônico, localizado também na parte debaixo do drone, mede a posição vertical do drone relativo ao solo, ou seja, mede a altitude. A faixa de operação desse sensor é de 4 metros.

- Sensor de Pressão: É utilizado para medir a altitude do drone, quando essa for maior do que 4 metros(faixa de operação do sensor ultrasônico), utilizando-se do fato que a pressão atmosférica é inversamente proporcional a altitude.

- IMU: Composta por um acelerômetro de 3 eixos que mede a aceleração linear e um giroscópio de 3 eixos para medição da velocidade angular.

Como já dissemos o drone tem uma configuração em "X", e é importante notar que os motores opostos rotacionam na mesma direção, mas na direção inversa do outro

par. Isso é necessário para que possamos controlar, a propulsão, a rolagem, a guinada e a arfagem de maneira independente (apesar do fato que existe acoplamento entre os movimentos, mas para os nosso propósito vamos desconsiderá-los).

Agora que já temos noção das características do nosso drone, vamos analisar o sistema de controle desenvolvido pela MathWorks para testes e simulações com o Parrot Mambo minidrone.

## 2.2 O projeto do quadricóptero no Matlab Simulink

Primeiramente para abrir o projeto no matlab, temos que rodar o comando *asb-QuadcopterStart*, iniciando assim o projeto. Onde podemos ver todos os componentes que compõe o sistema de controle.

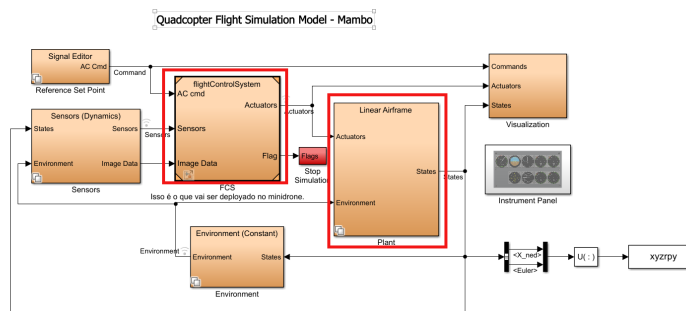


Figura 2 – Modelo de Voo do Quadricóptero Parrot Mambo

Não é o foco desse trabalho analisar todos os componentes desse modelo, analisaremos apenas os componentes em destaque na figura, vamos focar no Sistema de Controle de Voo, que é o nosso controlador (recebe as medidas dos sensores e calcula o input para a planta, além disso pode ser implantado no drone), e na planta que é o modelo físico do nosso drone. Entretanto falaremos brevemente sobre os outros componentes.

**Reference Set Point** - Define qual tipo de entrada será usada como comando, temos 4 opções, joystick (controle remoto), sinais (entradas temporais), dados em função do tempo em um arquivo .mat ou .xlsx.

**Sensors** - Os sensores que a partir de suas medidas vão calcular o estado atual das nossas variáveis de interesse.

**Environment** - É uma constante que define se nas simulações será usado um modelo constante de ambiente externo (gravidade constante, pressão constante, etc), ou um modelo dinâmico, onde esses valores variam de acordo com a altura e posição.

**Visualization** - Construído para extrair e apresentar os dados de voo e possui 4 formas de visualização, além de extrair os dados necessários para o "Instrument Panel".

Instrument Panel - Painei instrumentado para visualização de alguns dados de voo.

### 2.2.1 Sistema de Controle de Voo

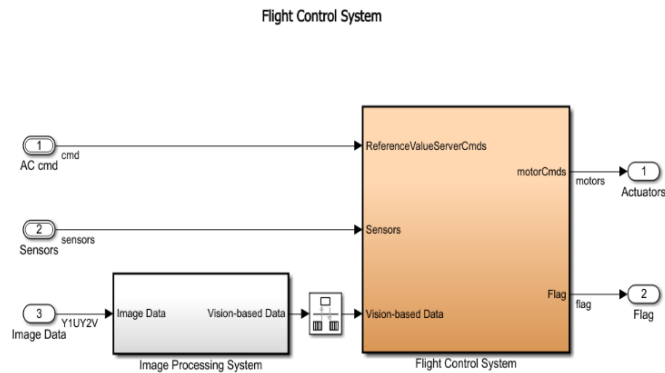


Figura 3 – Modelo do sistema de controle de voo

Na arquitetura definida pela parrot no simulink, podemos observar que o controlador recebe os valores de referência dos comandos, os dados dos sensores (menos da câmera), e os dados da câmera separadamente. E seus parâmetros de saída são os comandos para os motores atingirem a posição desejada e um parâmetro para prevenção de batidas acidentais. Assim, na sequência vamos adentrar no bloco principal da imagem acima (Flight Control System), e entender seu funcionamento.

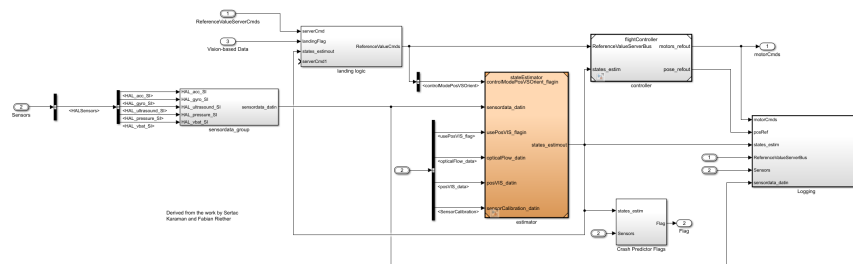


Figura 4 – Modelo do sistema de controle de voo

Aqui podemos ver alguns blocos importantes:

- Sensor Data Group: Agrupa os dados dos sensores de forma mais adequada para ser usada durante o restante do fluxo, como podemos ver na imagem abaixo.

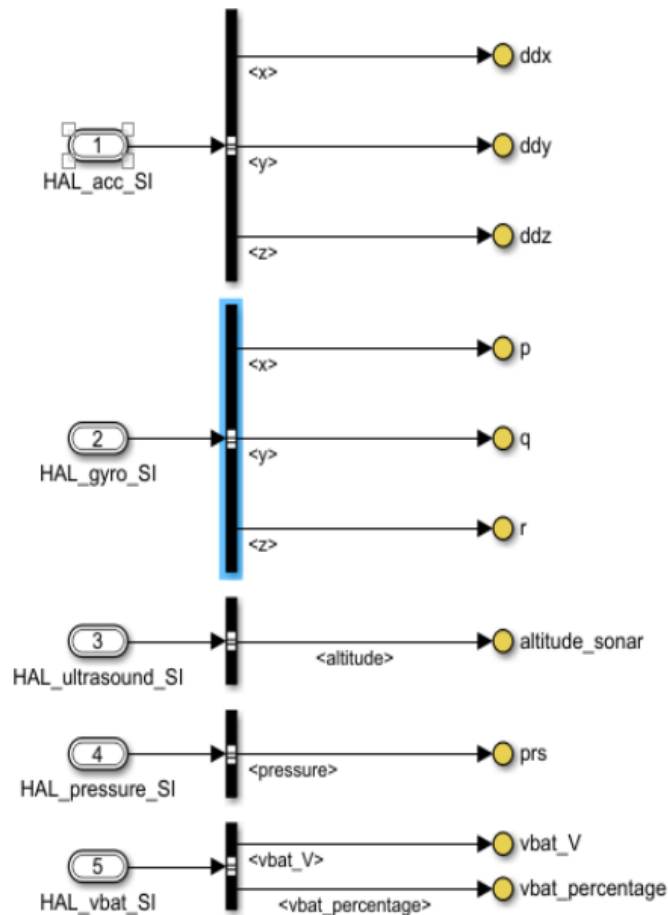


Figura 5 – Modelo do sistema de controle de voo

- Landing Logic - Contém a lógica para um pouso controlado, vamos falar mais sobre ela em breve com o intuito de utilizá-la para simulações.

- Estimator - É o estimador de estado do nosso sistema de controle, ele recebe basicamente todos os dados coletados pelos sensores e agrupados a partir do "Sensor Data Group", os dados de calibração desses sensores, além dos dados coletados da câmera a partir da técnica de fluxo óptico (optical flow). Com o intuito de estimar o estado completo do quadricóptero, ou seja sua posição  $X, Y, Z$ , sua velocidade  $dx, dy, dz$  e sua orientação, ângulo de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e guinada ( $\psi$ ), e também a orientação do corpo no sistema de referência do corpo. Olhando dentro do estimador de estados, podemos ver alguns blocos importantes:

-Sensor Pré-Processing: Pré processa os dados dos sensores, e valida alguns dados das câmeras para saber se podem ser utilizados.

-Complementary Filter: Filtro complementar com o intuito de combinar os diferentes sensores e obter medições mais precisas, da orientação do quadricóptero.

-Estimator XY Position: Responsável por estimar as posições XY, além das velocidades nesses eixos.

-Estimator Altitude: Responsável por estimar a posição no eixo Z e sua respectiva velocidade.

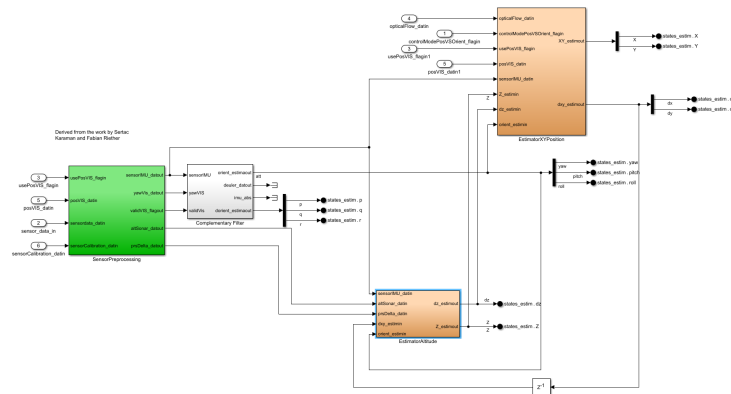


Figura 6 – Modelo do sistema de controle de voo

A seguir ainda dentro do sistema de controle de voo, vamos entrar dentro do bloco do controlador, que é um dos blocos de interesse nesse trabalho.

### 2.2.2 Controlador

Olhando dentro do controlador, temos blocos importantes e que ainda serão explorados nesse trabalho afim de fazer melhorias no sistema de controle existente, por hora vamos apenas explicar o que há em cada um dos blocos e como eles interagem entre si.

-Yaw - Controlador de guinada, tem o objetivo de calcular o torque necessário para que o quadricóptero atinja sua posição de guinada desejada. Faz isso através de um controlador PD, como podemos ver na imagem abaixo. Como o movimento de guinada não sofre influência ou sofre pouca influência dos movimentos de rolamento e arfagem, tem um controlador independente.

-XY to Reference Position - Tem o papel de calcular a atitude(ângulo de rolamento e de arfagem) de referência do quadricóptero a partir da posição no plano XY e suas respectivas velocidades nesse plano, entretanto nem sempre esse cálculo é usado, podemos ver que existe um bloco "switch", que valida se o valor é maior que zero, e caso não seja utiliza a orientação de referência calculada pelo estimador de estados que já foi falado anteriormente.

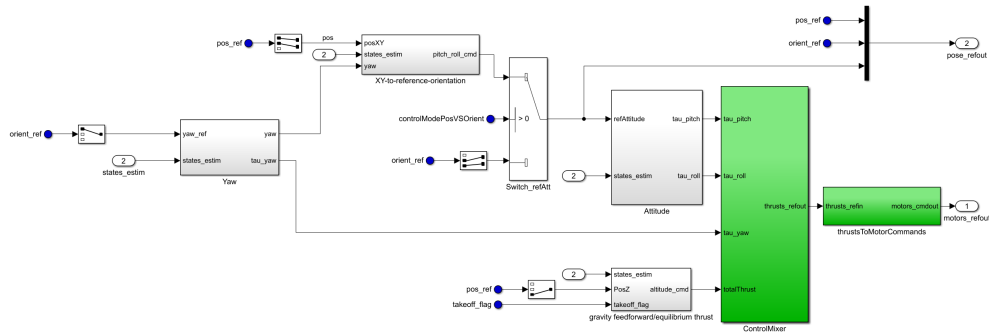


Figura 7 – Modelo do sistema de controle de voo

-Attitude - Controlador de atitude, tem como objetivo calcular os torques para controle de atitude do quadricóptero, e faz isso utilizando um controlador PID.

-Gravity feedforward/equilibrium thrust - Controlador de altitude, tem como objetivo controlar a altitude do quadricóptero, e faz isso através de um controlador PD, calculando o empuxo necessário para atingir a altura desejada.

-Control Mixer - Junta as valores de torque necessário(torque de guinada, arfagem e rolamento) com o valor de empuxo para calcular o valor de empuxo necessário em cada motor.

-Thrusts To Motor Commands - Tem o objetivo de distribuir os empuxo necessário para os motores, transformando esses valores em comandos para os motores. '

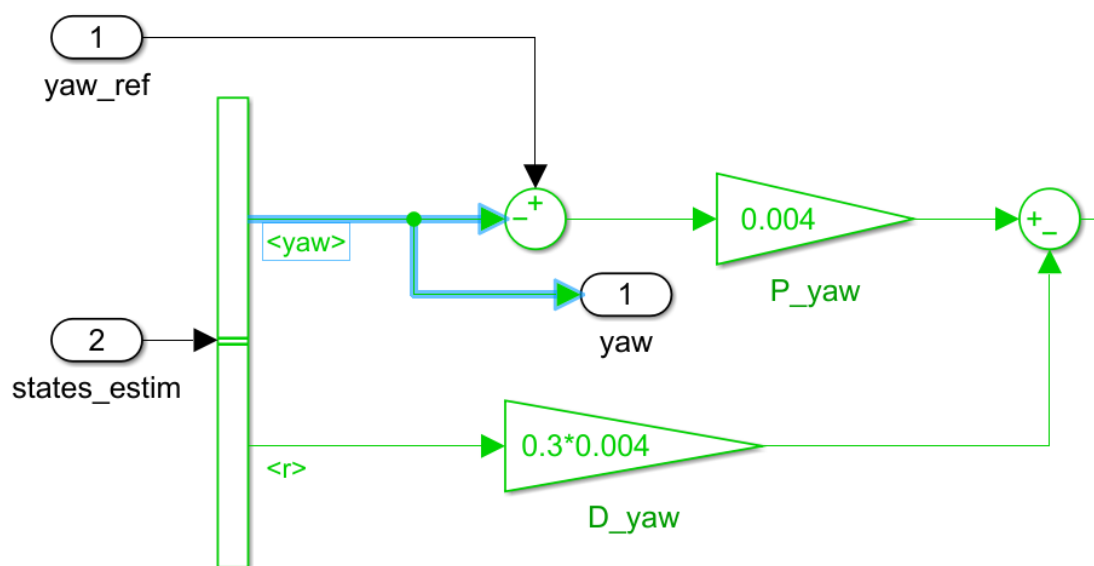


Figura 8 – Modelo do sistema de controle de voo

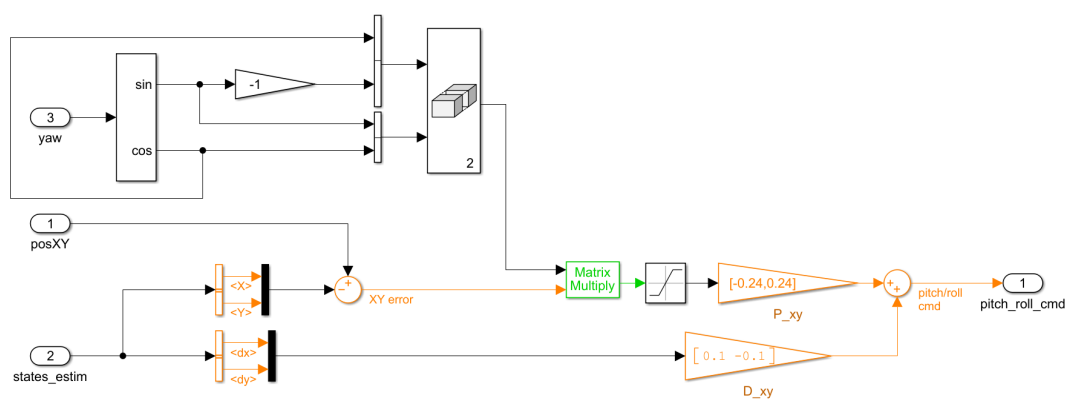


Figura 9 – Modelo do sistema de controle de voo

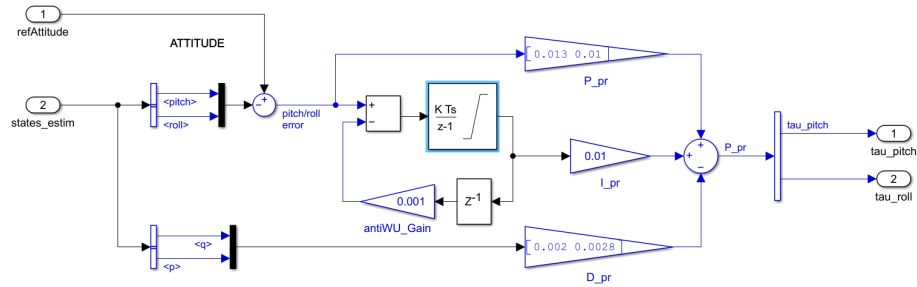


Figura 10 – Modelo do sistema de controle de voo

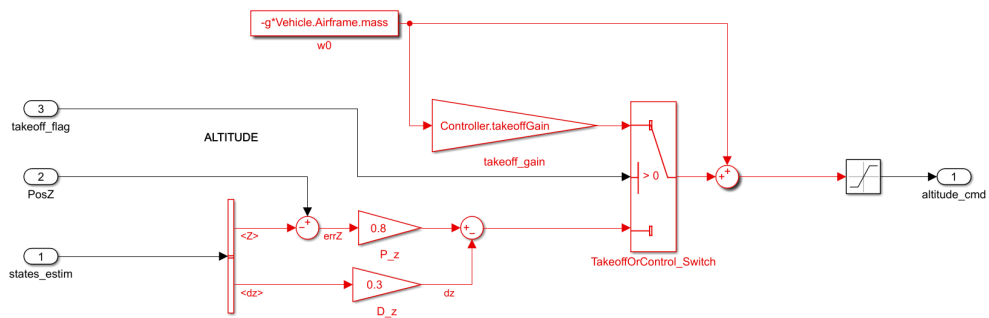


Figura 11 – Modelo do sistema de controle de voo



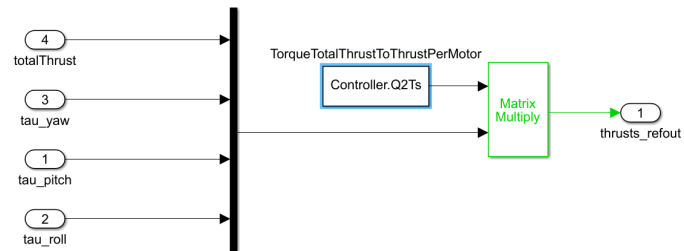


Figura 12 – Modelo do sistema de controle de voo

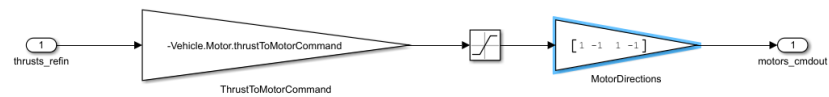


Figura 13 – Modelo do sistema de controle de voo