

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

Sumário	3
1	MODELAGEM DINÂMICA
1.1	Modelagem do quadrirrotor
1.1.1	Sistemas de coordenadas
1.1.2	Matrizes de rotação
1.1.3	Configuração do veículo
1.1.4	Dinâmica transacional
1.1.5	Forças aerodinâmicas
1.1.6	Cinemática de Rotação
1.1.7	Dinâmica de Rotação
1.1.8	Modelo dinâmico do quadricóptero
2	ANÁLISE DINÂMICA E CONTROLE MINI PARROT
2.1	Características do quadricóptero
2.2	O projeto do quadricóptero no Matlab Simulink
2.2.1	Sistema de Controle de Voo
2.2.2	Controlador
2.3	Modelo do Quadricóptero no Matlab
3	BIBLIOGRAFIA

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.

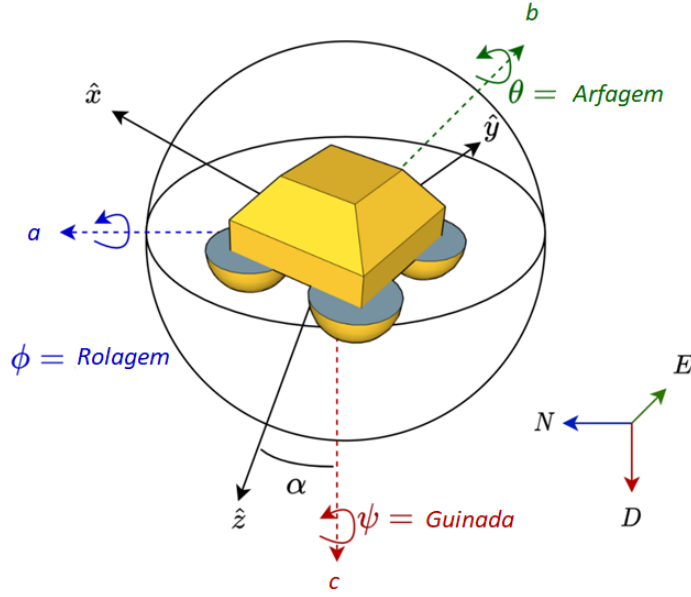


Figura 1 – Representação do sistema de referência inercial(NED) e do sistema local ABC. Imagem retirada de <https://www.mdpi.com/1424-8220/21/4/1310/html> e modificada pelo autor.

1.1.2 Matrizes de rotação

A fim de realizar a modelagem dinâmica do quadricóptero 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 (ϕ) ao longo do eixo x (rolagem), uma rotação (θ) ao longo do eixo y (arfagem) e uma rotação (ψ) 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:

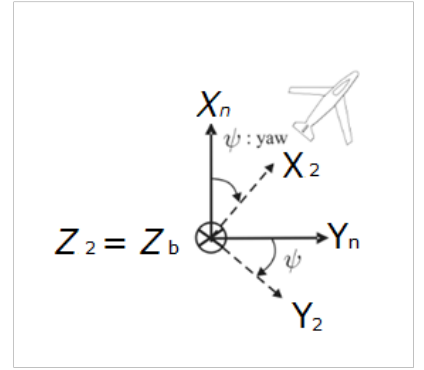
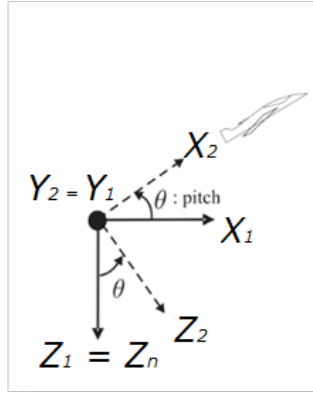
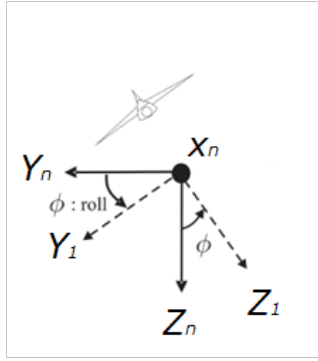
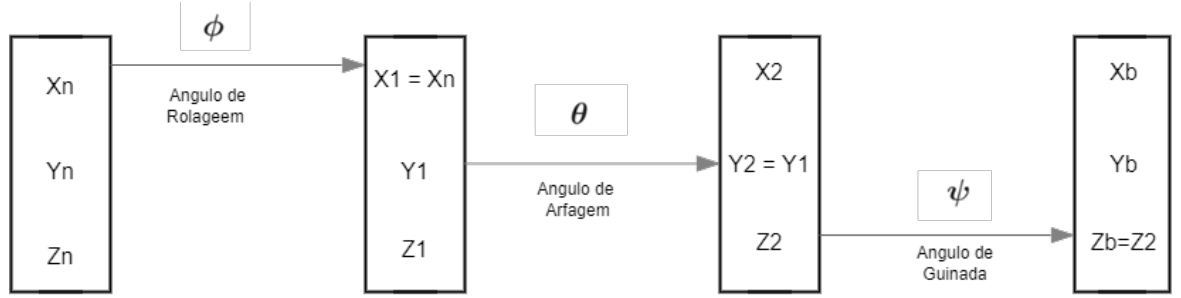
$$R_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix}$$

A matriz de rotação ao longo de y é:

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

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 1, 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, ω é o vetor de velocidade angular, $\frac{d\omega}{dt}$ 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}_{mg}):

A força gravitacional (\mathbf{F}_{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 (ϕ, θ, ψ) 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 (τ) 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:

τ_i é o momento gerado pelo i -ésimo motor.

k_t é o coeficiente de empuxo da hélice.

ρ é a densidade do ar.

A é a área da seção transversal da hélice.

R é o raio efetivo da hélice.

Ω_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 (τ_i) é proporcional ao quadrado da velocidade angular (Ω_i), à densidade do ar (ρ), 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 (ϕ) 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 (θ) 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 (ψ) 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 (τ_ϕ):

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 (ϕ). Portanto, podemos relacionar L com o torque de rolamento (τ_ϕ), 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 (τ_θ):

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 (θ), 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 (τ_ψ):

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 (ψ) 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:

$$\omega = \Omega \dot{\Theta} \tag{1.5}$$

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, $\dot{\vec{H}}$ 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}_{corpo} representa o momento angular do corpo e \vec{H}_{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 Ω 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:

$$\begin{aligned}
 \ddot{x} &= -(\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi)T_m \\
 \ddot{y} &= -(\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \sin \phi \cos \psi)T_m \\
 \ddot{z} &= g - \cos \phi \cos \theta T_m \\
 \dot{\phi} &= -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{yy}) - \dot{\theta}J_r\Omega_{I_{xx}} + LI_{xx} \\
 \dot{\theta} &= -\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{xx} - I_{zz}) + \dot{\phi}J_r\Omega_{I_{yy}} + MI_{yy} \\
 \dot{\psi} &= -\dot{\phi}\dot{\theta}\frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}} + NI_{zz}
 \end{aligned}$$

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 continua 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

Visualization - Construído para 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

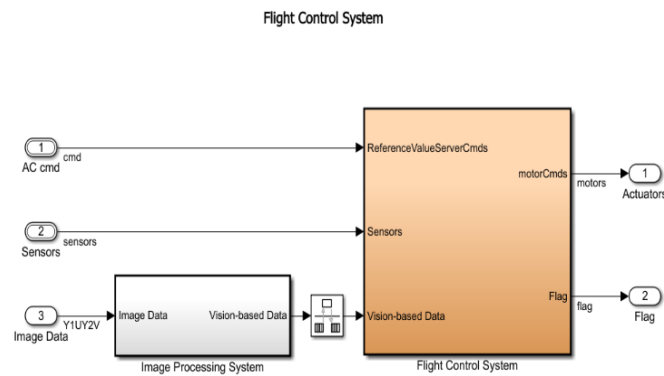


Figura 3 – Modelo do sistema de controle de voo

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.

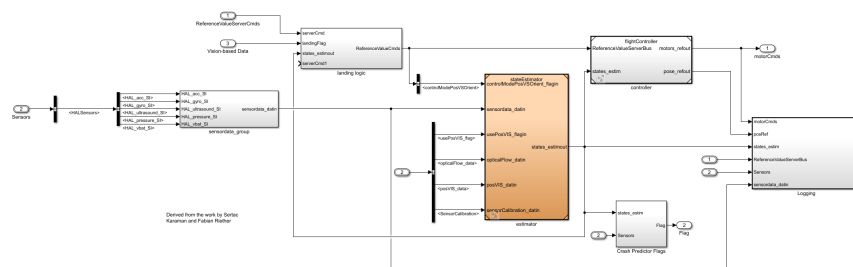


Figura 4 – Dentro do Sistema de controle de Voo

Aqui podemos ver alguns blocos importantes:

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

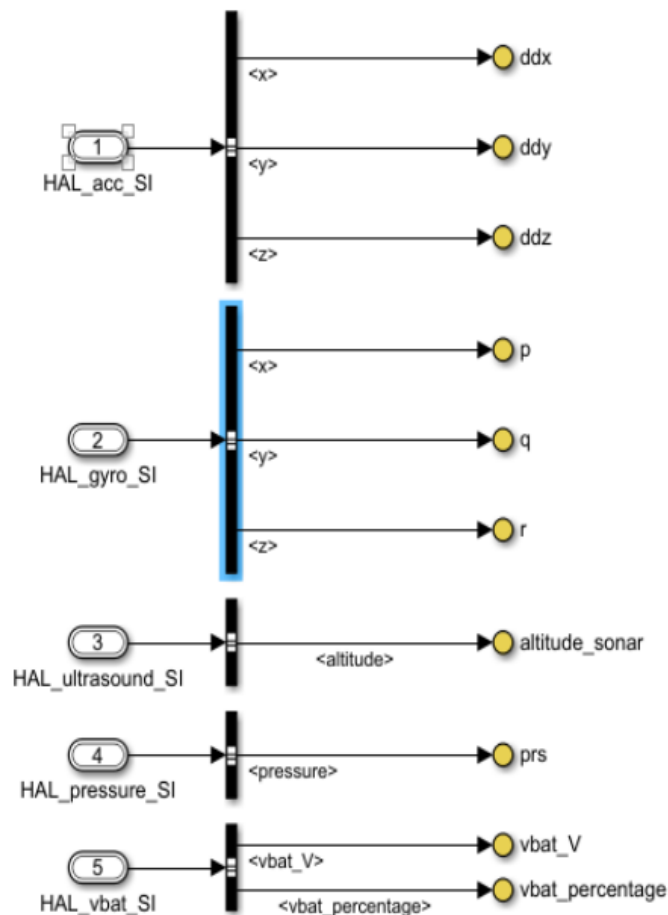


Figura 5 – Agrupamento de dados dos sensores

- 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 rolagem(ϕ), arfagem(θ) e guinad(ψ), 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.

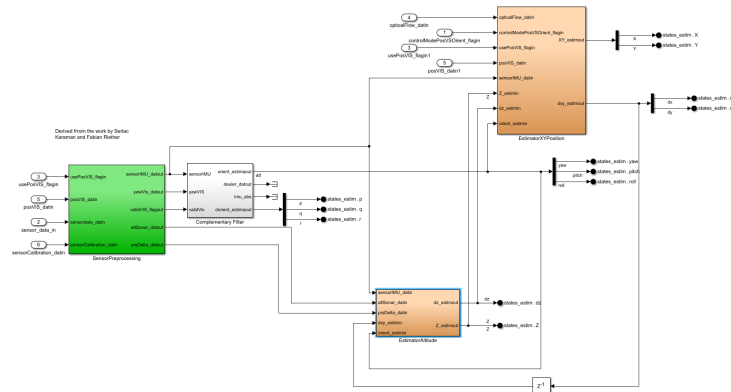


Figura 6 – Estimador de Estados

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.

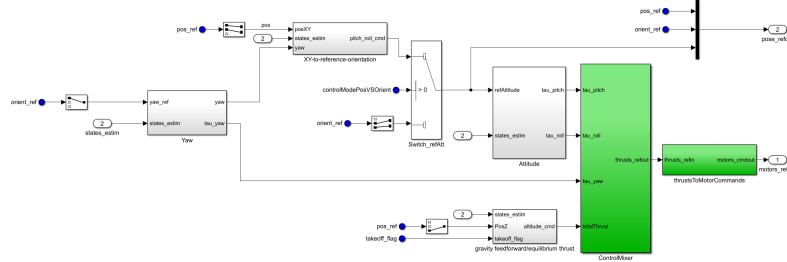


Figura 7 – Controlador

-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 controlado 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.

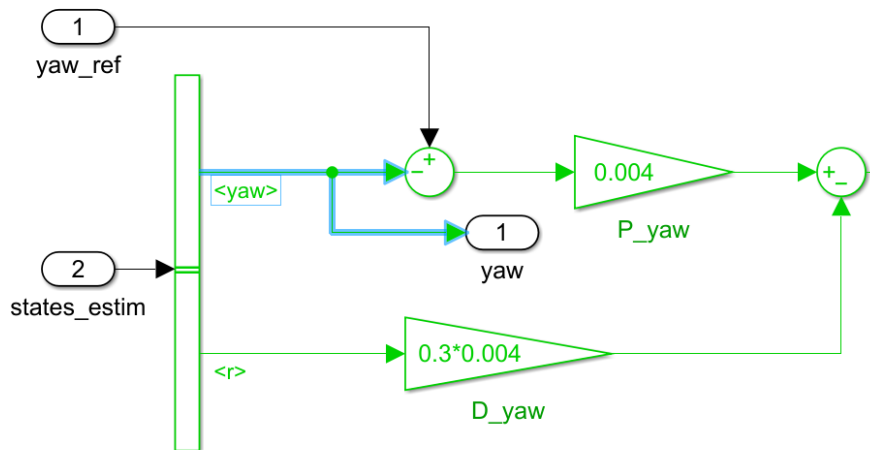


Figura 8 – Controlador de Guinada

-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 calculo 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.

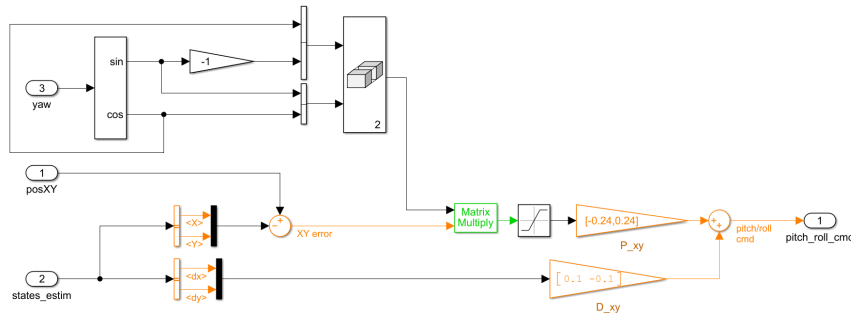


Figura 9 – Estimador/Controlador de Atitude Primário

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

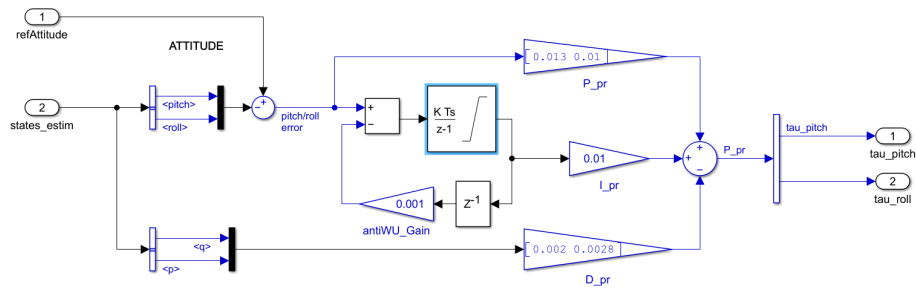


Figura 10 – Controlador de Atitude

-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.

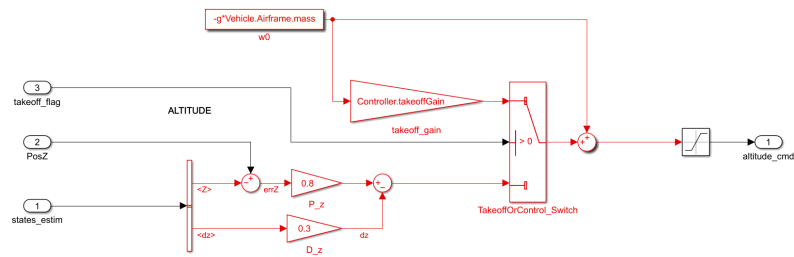


Figura 11 – Controlador de Altitude

-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.

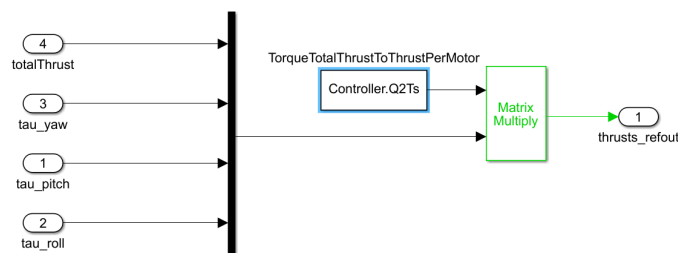


Figura 12 – Agregador de Controle

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



Figura 13 – Transformador de Potência para Comandos de Motor

2.3 Modelo do Quadricóptero no Matlab

Nessa seção iremos analisar a planta do nosso sistema de controle, que no nosso caso, podemos nos referir como modelo dinâmico do quadricóptero. Na imagem abaixo podemos observar que temos duas opções de modelos para utilizar, um modelo linear e um modelo não linear, sendo que a alternancia entre modelos pode ser feita de forma simples alterando a variável *VSSVEHICLE*.

Assim, iremos analisar a construção dos dois modelos e explicitar suas diferenças.

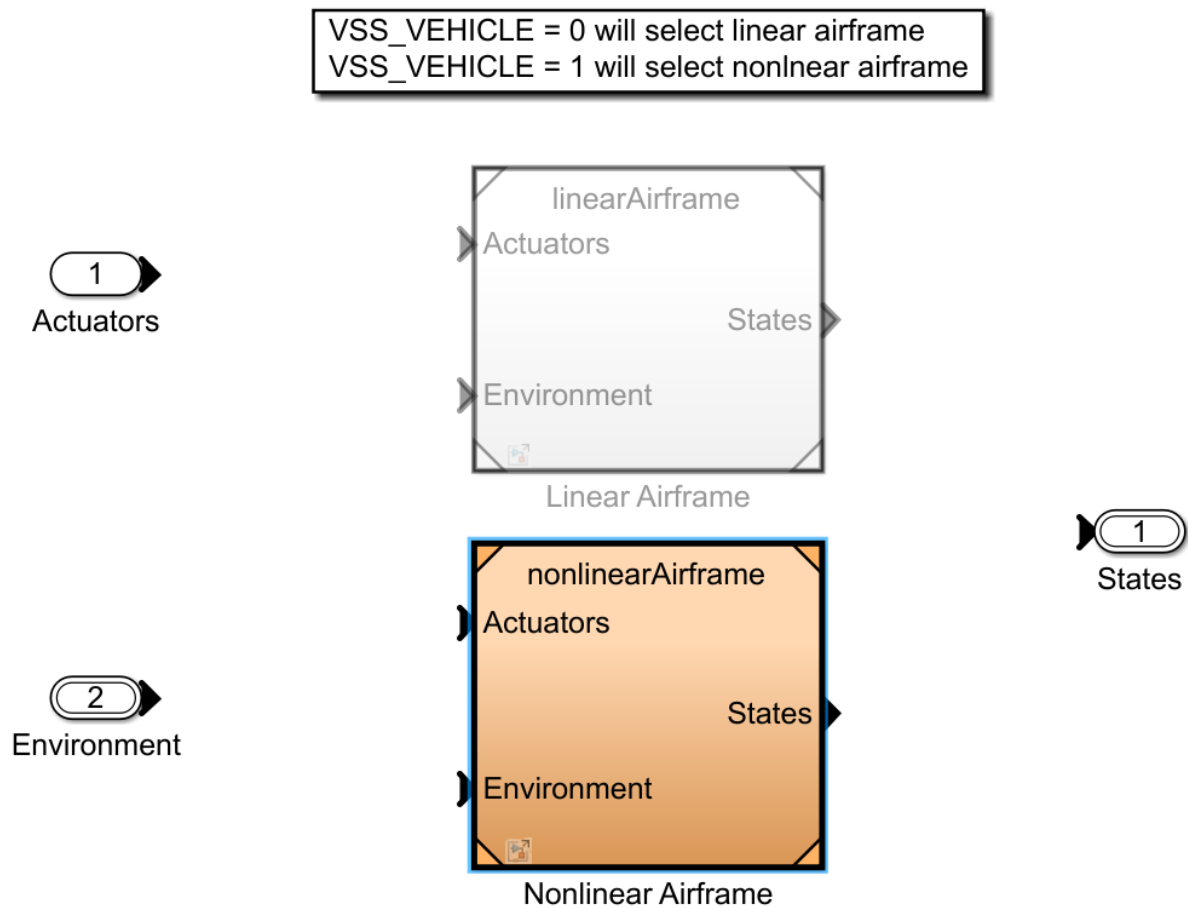


Figura 14 – Modelo dinâmico do quadricóptero

-NonLinear Airframe - O modelo não linear do quadricóptero temos 2 subsistemas(blocos) importantes, o *modelo AC*, que tem o papel de calcular as forças e momentos aerodinâmicos, sendo este o modelo dos atuadores e de como as perturbações do ambiente afetam o sistema e o *6DOF(Ângulos de Euler)*, que recebe as forças e torques calculadas no *modelo AC*, e integra as equações de movimento para obter os estados do quadricóptero a cada instante. O bloco 6DOF é uma representação de um corpo rígido que vêm do pacote *Aerospace blockset* do matlab e podemos selecionar o método de análise entre quaternions e ângulos de Euler.

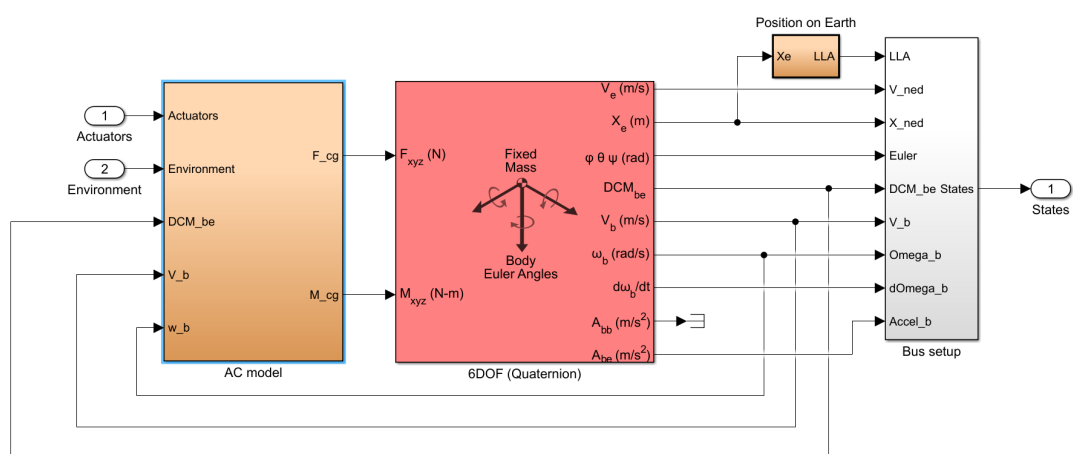


Figura 15 – Modelo não linear do Quadricóptero

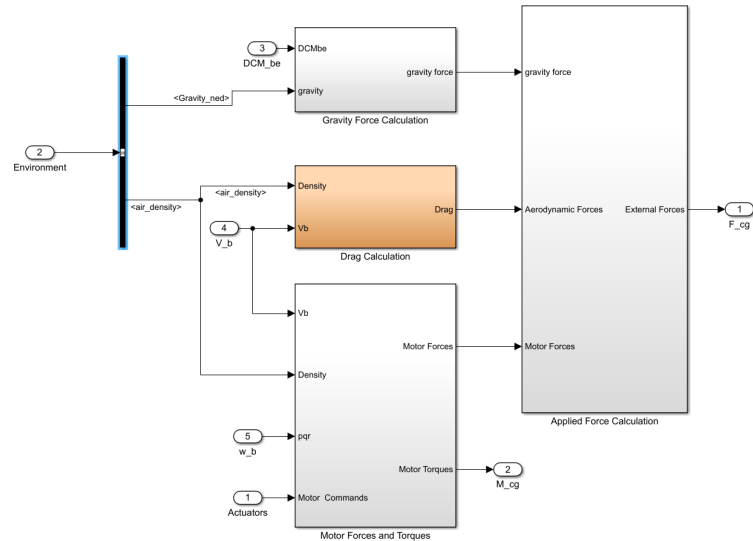


Figura 16 – Modelo AC

-Linear Airframe - O modelo linear nesse caso é o modelo não linear linearizado utilizando Simulink® Control Design™, sendo que apesar do modelo linear ser menos preciso que o modelo não linear, ele é importante para podermos aplicar técnicas de otimização de controle linear.

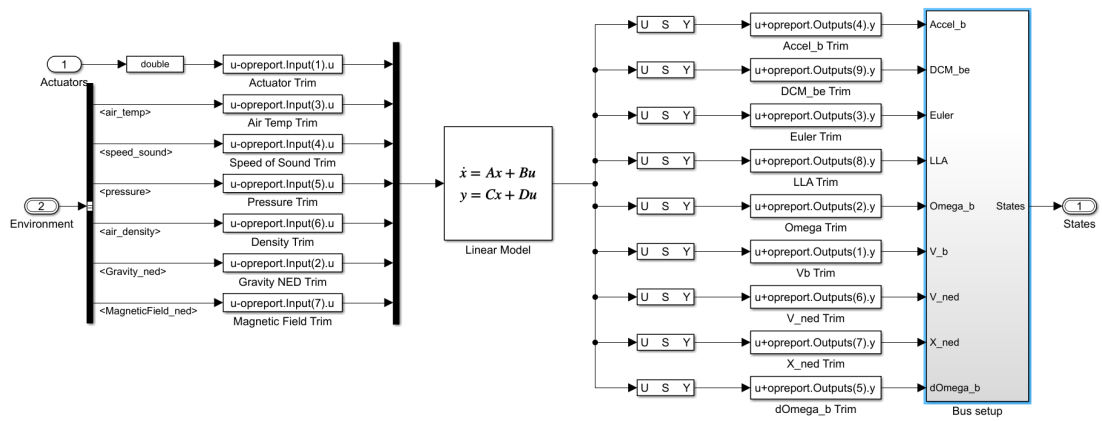


Figura 17 – Modelo linear do Quadricóptero

3 Bibliografia

LI, David. *Modeling, Controlling, and Flight Testing of a Small Quadcopter*. Orientador: Peter Seiler. 2022. Projeto (Honors Program, The College of Engineering) - University of Michigan, [S. l.], 2022. DOI: <https://dx.doi.org/10.7302/7607>. Disponível em: <https://deepblue.lib.umich.edu/handle/2027.42/176758>. Acesso em: 26 maio 2024.

DANTAS DIAS, Rodrigo. *Modelagem da Dinâmica de Voo de um Quadricóptero em Modo Pairado e Implementação de Técnica de Controle Linear*. Orientador: Diego Paolo Ferruzzo Correa. 2019. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial) - Universidade Federal do ABC, [S. l.], 2019.

CARDOSO ARENA, Douglas Luan. *Desenvolvimento de modelagem dinâmica e técnicas de controle para um veículo aéreo não tripulado (VANT) do tipo quadrirrotor*. Orientador: Magno Enrique Mendoza Meza. 2022. Dissertação (Mestrado) (Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal do ABC, [S. l.], 2022.

ESRAA H., Kadhim; AHMAD T., Abdulsadda. Improving the Size of the Propellers of the Parrot Mini-Drone and an Impact Study on its Flight Controller System. *International Journal of Robotics and Control Systems*, Indonesia, ano 2023, v. 3, n. 2, ed. 1, p. 171-186, 2023.

ZARAZA ESPINOSA, Javier Mauricio; BUITRAGO GALVAN, Edgar Julian Farid. *Diseño e implementación de un controlador de vuelo para un vehículo aéreo autónomo no tripulado (UAV) Parrot Mambo*. Orientador: Jose Jorge Carreño Zagarra. 2023. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Universidad Industrial de Santander, Facultad de Ingenierías Físicomecánicas, Escuela de Ingeniería Mecánica, Colombia, 2023.