

# Retrofit de VANT helicóptero: Inserção de controle de estabilidade de giro da fuselagem

Wilson Alexis Buyanoff Nunez  
Instituto Federal de Educação, Ciência  
e Tecnologia do Rio Grande do Sul - IFRS  
Avenida São Vicente, 785,  
Farroupilha, RS, Brasil  
email: wilsonalexisb@hotmail.com

Matias Rossato Muraro\*  
Instituto Federal de Educação, Ciência  
e Tecnologia do Rio Grande do Sul - IFRS  
Avenida São Vicente, 785,  
Farroupilha, RS, Brasil  
email: matias.muraro@farroupilha.ifrs.edu.br  
\*Orientador

**Resumo**—Os veículos aéreos não tripulado (VANTs), tanto os comerciais quanto os recreativos, constituem um mercado crescente não só no Brasil, como no mundo, e estão cada vez mais presentes em nossa realidade. Assim, busca-se desenvolver conhecimentos a respeito dos VANTs. O VANT em estudo nesse trabalho é um helicóptero coaxial sem controle do ângulo de ataque das asas rotativas, ele originalmente opera com ajuste manual da velocidade de suas asas rotativas para estabilizar a rotação da fuselagem. O ajuste adequado é muito difícil de ser realizado manualmente, praticamente impossibilitando a realização de voos controlados. Este trabalho de conclusão de curso 2 tem por objetivo desenvolver um controle de estabilidade de rotação da fuselagem para o VANT em estudo. Com a inserção de um microcontrolador, de um sensor giroscópio e de um sistema de comunicação via bluetooth, foi possível determinar um modelo dinâmico da rotação da fuselagem do helicóptero, os dados para determinação do modelo foram adquiridos diretamente do microcontrolador via Bluetooth, e com isso, foi possível desenvolver os compensadores para realizarem a estabilização do giro da fuselagem. Os resultados obtidos mostram que a metodologia utilizada para a determinação do modelo dinâmico e dos compensadores foi adequada, realizando a estabilização do giro da fuselagem, possibilitando a realização de voos estáveis e controlados. Ainda, o sistema foi desenvolvido de forma que modificações nos compensadores ou a inserção de novas funções sejam facilmente realizadas.

**Palavras-chave**—VANT, controle, microcontrolador, helicóptero.

## I. INTRODUÇÃO

Os primeiros veículos aéreos não tripulados (VANTs) foram realizados em Veneza, em 1849, pelos austríacos. Durante a primeira guerra da independência italiana, foram utilizados balões com explosivos com acionamento temporizado [1].

Na Primeira Guerra Mundial foram utilizadas variações de aviões não tripulados controlados via rádio. Em 1930 foi criada pelo ator Reginald Denny a Radio Plane, uma empresa de VANTs rádio controlados que produziu 15 mil modelos para a Primeira Guerra Mundial. No entanto, o primeiro modelo de VANT a causar danos consideráveis foi a bomba V-1, a qual ficou conhecida como Buzz bomb, devido ao zumbido que efetuava durante o voo. O VANT foi utilizado em Londres, em 1944. Com o sucesso de sua utilização, as bombas V-1 foram produzidas em grande escala e relatos apontam que foram lançadas quase 9500 delas durante a Segunda Guerra Mundial [2].

Em 1977 o engenheiro espacial israelita Abraham (Abe) Karem desenvolveu o mais temido e bem-sucedido VANT, batizado de Amber. Até hoje os princípios do seu modelo são utilizados, o protótipo desenvolvido necessitava de 3 pessoas para operá-lo e tinha uma autonomia de 56 horas [3].

Os VANTs tiveram uma grande importância nos ataques do exército israelita em 1982, quando esse foram utilizados para o reconhecimento do território inimigo e a localização das baterias antiaéreas, com isso, minimizando a perda de aeronaves tripuladas e direcionando os seus ataques [4].

A utilização de VANTs até 2005 era quase exclusiva do exército. Em 2006, a FAA (Federal Aviation Administration) começou a emitir uma licença comercial de VANTs, em 2013 a FAA emitiu 1000 licenças de VANTs, já em 2016, as licenças ultrapassaram 3100 e nos anos posteriores continuaram crescendo o número de licenças [5].

A Amazon, em 2019, recebeu a autorização para fazer entrega com VANTs nos EUA e tornou-se a terceira empresa a receber a autorização para fornecer este serviço nos Estados Unidos, com a Alphabet (proprietária do Google) e a UPS [6].

Em 2021, considerando o mundo todo, o mercado de VANTs já movimentou US\$ 26,3 bilhões e a previsão para 2026 é de US\$41,3 bilhões, aponta o estudo realizado pela Drone Industry Insights [7].

No Brasil, em 2017, entre fabricantes diretos e indiretos, o mercado de VANTs movimentou R\$300 milhões e o número de fabricantes e importadores somam 700 empresas neste ramo no país [8].

Também no Brasil, em maio de 2017 foi criada a resolução para cadastro de VANTs. Os VANTs comerciais cadastrados de janeiro de 2021 até agosto de 2021 são mais de 238.000 e os VANTs recreativos cadastrados no mesmo período foram mais de 390.000 [9].

Os VANTs comerciais são os utilizados para prestação de serviços tais como: monitoramento de fronteiras, controle de tráfego, e em áreas como o jornalismo, o georreferenciamento, o agronegócio, a pecuária, a construção civil, entre outras. Há também os VANTs recreativos, utilizados para lazer, esporte, *hobby* ou competição [10].

Assim, percebe-se um grande aumento na utilização de VANTs tanto para fins comerciais, quanto para fins

recreativos abrindo uma oportunidade para se trabalhar no desenvolvimento desta área que está em franco crescimento.

Considerando os aspectos supracitados, desenvolveu-se este trabalho que está dividido em 8 seções: na seção I conta com introdução, na qual se apresentou a história e a importância dos VANTs na atualidade. Seção II apresenta-se a classificação dos tipos de VANTs e detalhes de funcionamento do helicóptero, dinâmica de voo e das forças exercidas durante o voo, sistemas de controle e técnicas de controle. Na seção III é realizada a descrição da situação problema e a proposta, aonde é analisado o funcionamento do helicóptero e proposta à metodologia de controle utilizada para realizar o controle de rotação da fuselagem. Na seção IV é apresentado o desenvolvimento do protótipo, no qual é descrito as alterações realizadas e quais componentes foram instalados para implementar a malha de controle. A seção V é referente a determinação do modelo dinâmico, a qual explica como foi realizado a determinação do modelo dinâmico e apresenta o modelo obtido. A seção VI apresenta os compensadores utilizados e os resultados experimentais. Na seção VII apresenta detalhes de implementação e dificuldades encontradas durante o desenvolvimento do protótipo e como foram resolvidas. Finalmente, na seção VIII é apresentada a conclusão onde foram inseridas as considerações finais do trabalho.

## II. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### A. Classificação dos VANTs

Com o objetivo de criar VANTs para aplicações diversas, com maior autonomia de voo e com maior capacidade de carga, foram desenvolvidos vários tipos de configurações de VANTs, que podem ser classificados pela aerodinâmica, tipo de construção, categoria de material utilizado, peso ou tempo de voo. Cada país tem sua classificação própria, que pode se assemelhar a outras, mas não existe um padrão de classificação universal [11].

A classificação mais usual é pela aerodinâmica dos VANTs, que determina um agrupamento, em geral, dividido em 5 tipos: asa fixa, asa rotativa, Blimps (balões de ar), Flapping-wing (batedores de asas) e Híbridos ou Conversíveis [12].

1- VANTs de asa fixa: são aviões não tripulados que precisam de uma pista para pousar e decolar. Normalmente caracterizam-se por voos com maior autonomia e maior velocidade que as demais categorias. Na Figura 1 observa-se um exemplo dessa categoria de VANT [13].

2- VANTs de asa rotativa: são caracterizados pela decolagem e aterrissagem vertical e possuem a habilidade de pairarem no ar e de executarem manobras. Esta categoria ainda é subdividida em diferentes configurações: Helicóptero — Rotor simples, rotor Tandem, rotor coaxial, rotor duplo e NoTar; *drones* com motores em eixos com 3, 4, 6, 8 ou mais motores. A Figura 2 apresenta um exemplo de VANT de asa rotativa, um helicóptero coaxial Ka-52[14].

3-VANTs *Blimps* (balões de ar ou dirigíveis): são dirigíveis não tripulados, tendem a ser mais leves que o ar e possuem uma longa duração de voo caracterizado pelo voo lento e pelo

seu grande tamanho, a Figura 3 apresenta um exemplo de VANT Blimps.



Figura 1: Exemplo de VANT de asa fixa, Predator[13].



Figura 2: Exemplo de VANT de asa rotativa, helicóptero BVS VT 500 [14].

4-VANTs *Flapping-wing* (batedores de asas): são caracterizados por possuírem asas móveis ou flexíveis inspiradas em pássaros e borboletas, a Figura 4 apresenta um exemplo desse tipo VANT *Flapping-wing*.

5- VANTs híbridos ou conversíveis: são caracterizados por possuírem capacidade de decolagem e aterrissagem vertical como os helicópteros, mas com a capacidade de deslocar os motores para fazer um voo com aerodinâmica de aeronaves de asas fixas, a Figura 5 apresenta um exemplo de VANT híbrido.

### B. Dinâmica de voo de um helicóptero

O helicóptero depende das suas asas rotativas (rotor e pás) para obter sustentação. Independentemente da categoria de voo que ele realize, existem quatro forças atuando, as quais são representadas na Figura 6.

- Sustentação: força necessária para sustentar o peso do helicóptero.
- Tração: força necessária para que o helicóptero possa realizar movimento horizontal, a qual deve ser maior



Figura 3: Exemplo de VANT Blimps, JLENS Raytheon Company[12].



Figura 4: Exemplo de VANT Flapping-wing, Universidade da Califórnia (Berkeley) [12].



Figura 5: Exemplo de VANT Híbrido, Bell Eagle Eye [12].

que a força de arrasto para produzir deslocamento. No helicóptero a tração é gerada pelo empuxo das asas rotativas.

- Peso: força proveniente da aceleração da gravidade multiplicada pela massa do helicóptero.
- Força de arrasto: força contrária ao movimento, causada pela resistência do ar.

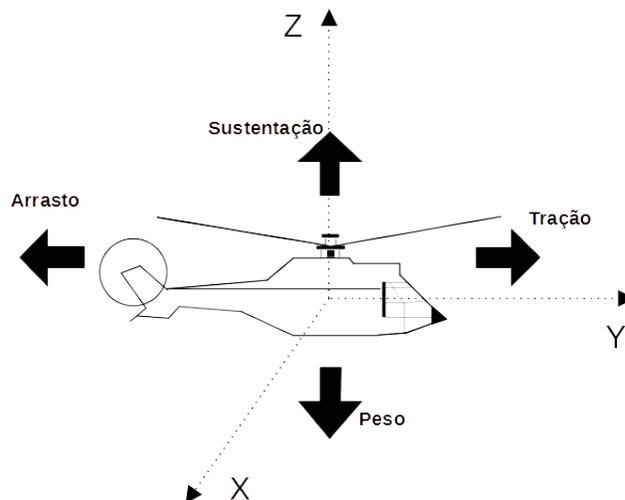


Figura 6: Forças básicas atuantes no helicóptero com sistema de coordenadas adaptado de [15].

### C. Tipos de voos

Existem diferentes tipos de voos realizados pelos helicópteros, a seguir serão apresentadas as suas peculiaridades e as forças que interagem durante o voo do helicóptero.

- Voo efeito solo

No voo com efeito solo, apresentado na Figura 7, pode-se notar um fluxo intenso de ar para baixo, que é o fluxo de ar do rotor. Assim, uma alta pressão de ar é formada entre o helicóptero e o solo, diminuindo o arrasto e aumentando relativamente o empuxo gerado pelo rotor. Este efeito vai diminuindo à medida que o helicóptero se afasta do solo [15].

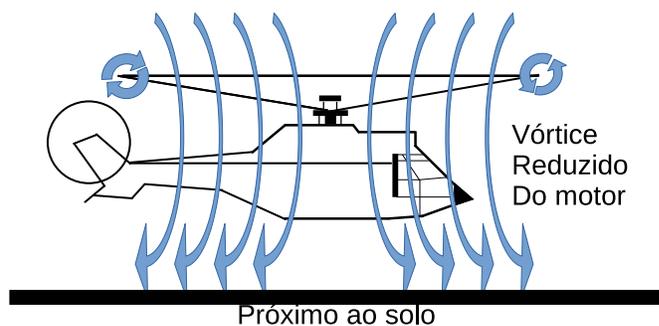


Figura 7: Voo efeito solo adaptado de [16].

- Voo estático  
No voo estático, as velocidades verticais e horizontais são nulas, sendo uma condição a ausência de vento. Ainda, para isto, a força de sustentação deve ser igual à força peso, mantendo o helicóptero pairando, conforme representado na Figura 8 [15].

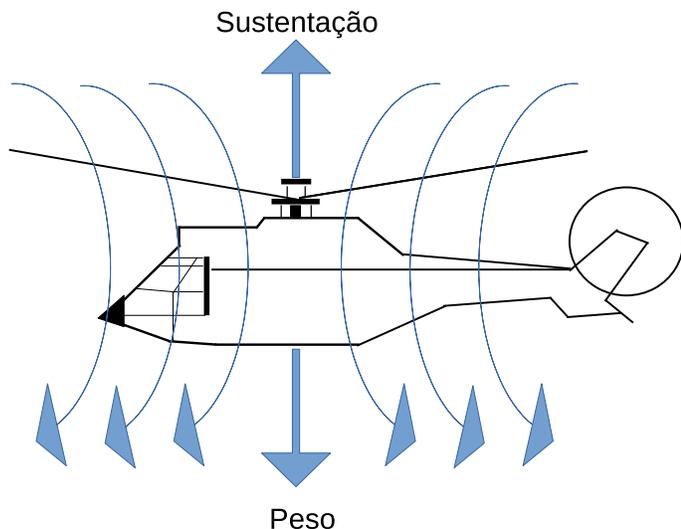


Figura 8: Voo estático adaptado de [16].

- Mudança de voo estático para voo em translação  
Durante a mudança de voo pairado para voo em translação, quando se inicia o movimento, o empuxo gerado pelas asas rotativas é decomposto em duas forças, uma é para vencer a força peso e a outra para gerar movimento na horizontal, conforme a Figura 9. Com isso, o rotor necessita aumentar a potência para manter constante a sua altura em relação ao solo [16].

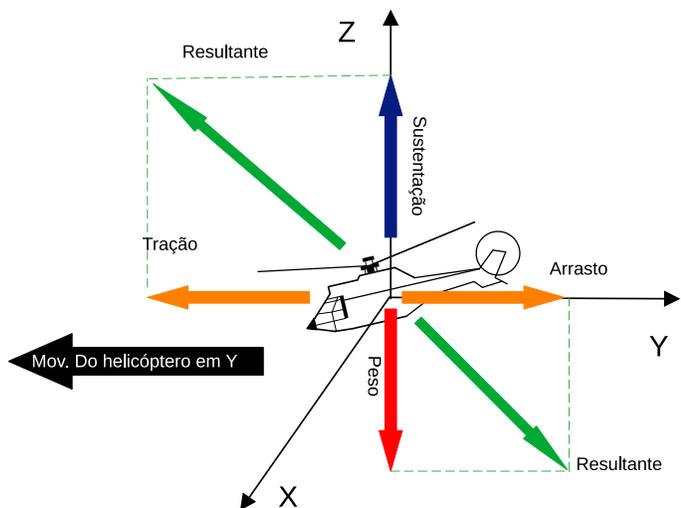


Figura 9: Voo em translação com sistema de coordenadas adaptado de [16].

- Voo em translação sustentada  
No voo com efeito translação sustentada, a velocidade horizontal do helicóptero não é nula, e o mesmo se desloca em relação ao solo. Com a velocidade de translação tem-se uma alteração dinâmica no helicóptero, quando o rotor principal passa a funcionar parcialmente como o rotor horizontal de uma aeronave de asa fixa. Após certa velocidade horizontal em relação ao peso do helicóptero, quando o efeito de translação sustentada é aumentado, deve-se reduzir a potência adicional fornecida para compensação, a qual foi adicionada no início do movimento [16].

#### D. Dinâmica do voo do helicóptero coaxial utilizado no projeto

A dinâmica do voo do helicóptero coaxial utilizado neste trabalho é baseada no rotor principal, o qual é dividido em rotor superior e rotor inferior. Esses rotores giram em sentidos opostos, com isso anulando os efeitos do torque de reação de cada rotor.

Para efetuar o movimento de *yaw* — movimento em torno do eixo Z, é realizada uma diferença de rotação entre os rotores principais, gerando o movimento de rotação da fuselagem em torno do eixo Z no sentido daquele rotor que estiver com menor rotação.

No helicóptero coaxial, o rotor de cauda tem a função de gerar um pequeno empuxo para inclinar o helicóptero e gerar o movimento de *pitch* — movimento em torno do eixo X, perpendicular ao eixo Y, popularmente referido como levantar e abaixar o nariz. Com isso é gerada uma força resultante perpendicular entre os eixos Z e Y, resultando no deslocamento horizontal do helicóptero para frente quando o nariz do helicóptero está mais baixo que a calda, e gerando deslocamento para trás quando o nariz do helicóptero está mais elevado em relação à calda do helicóptero. Nesse caso, parte da força de sustentação que está presente no eixo Z é parcialmente deslocada gerando uma força perpendicular entre os eixos Z e Y. Na Figura 10, apresenta o helicóptero se deslocando para a frente [17].

Helicópteros com essa configuração não tem inclinação lateral. Assim, para realizar as curvas é preciso rotacionar a fuselagem e então acionar o rotor de cauda para realização do movimento horizontal na direção desejada.

Os helicópteros coaxiais têm algumas vantagens em relação aos helicópteros de rotor único, como por exemplo, a redução de ruído, maior carga útil com a mesma potência de motor. Já as principais desvantagens deste modelo são a complexidade mecânica e preço mais elevado. Incide ainda uma maior probabilidade de colisão de lâminas [18].

#### E. Sistemas de Controle

O sistema de controle pode ser dividido em sub-sistema e processo, os quais devem ter o mesmo objetivo: obter a saída desejada com o desempenho projetado, partindo de uma entrada específica. Para se alcançar a saída projetada é necessária a adição de um conjunto de componentes para

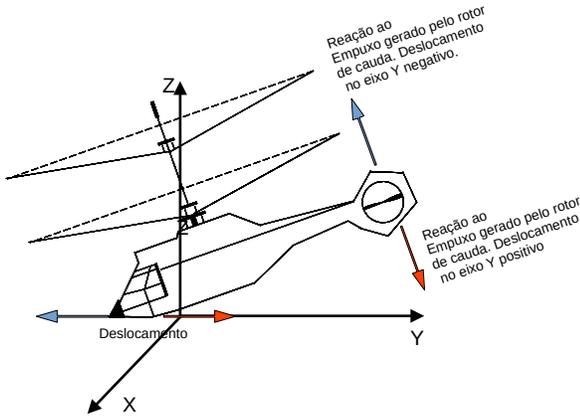


Figura 10: Movimento gerado pelo rotor de cauda com sistema de coordenadas.

controlar a entrada e/ou a saída. Ainda, com a utilização de controladores é possível tornar sistemas instáveis em sistemas estáveis. Com isso foi possível melhorar a precisão de aplicações e equipamentos. Os sistemas de controle podem ser classificados em malha aberta ou em malha fechada, os quais serão expostos a seguir [19].

• Sistema em malha aberta

O sistema em malha aberta caracteriza-se por utilizar um controlador diretamente no processo, sem receber a realimentação da saída para buscar a resposta desejada. Na Figura 11 é demonstrado um sistema em malha aberta genérico.

As vantagens de um sistema de controle em malha aberta consistem na maior simplicidade de suas construções e igualmente de sua manutenção, baixo custo e menor apresentação de ruídos. Já as desvantagens referem-se à ausência de retorno da saída, que não realiza compensações caso o sistema sofra perturbações [19].

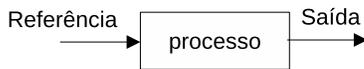


Figura 11: Controle em malha aberta adaptado [20].

• Sistema em malha fechada

O sistema em malha fechada visa compensar possíveis perturbações, corrigindo a resposta de saída em função da sua leitura, produzindo uma realimentação e comparando a resposta com a referência, de forma a gerar uma ação de controle visando igualar a resposta com a referência. Na Figura 12 é ilustrado um sistema de controle em malha fechada genérico [20].

F. Técnicas de controle

Nessa seção são abordadas algumas técnicas básicas para a implementação de sistemas de controle em malha fechada.

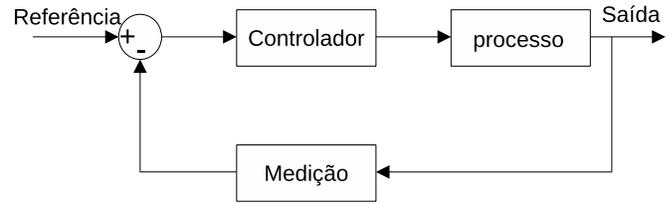


Figura 12: Controle em malha fechada adaptado [20].

- Controle Proporcional (P): O controle proporcional ajusta a ação de controle proporcionalmente à amplitude do erro em relação à referência. Com isto, o controlador proporcional gera uma ação de controle diretamente proporcional ao erro. No entanto, o controlador proporcional tende a gerar um erro em regime permanente. O controlador proporcional pode ser representado pela equação (1) em que,  $u_p(t)$  ação de controle proporcional,  $K_p$  é o ganho proporcional e  $e(t)$  o erro.

$$u_p(t) = K_p \times e(t) \quad (1)$$

- Controle Integral (I): O controle integral ajusta a ação de controle em função da duração e do valor do erro, ou seja, ao erro acumulado. O qual é uma opção para corrigir o erro de *off-set*, em alguns casos obter obter zero de erro em regime permanente. O sinal de saída do controlador I pode ser representado pela equação (2) na qual:  $u_i(t)$  é a ação de controle integral e  $T_i$  constante de tempo do integrador.

$$u_i(t) = \frac{1}{T_i} \times \int_0^t e(t)dt \quad (2)$$

- Controle Derivativo (D): O controle derivativo ajusta a variável de controle em função da taxa de variação do erro. Assim, diminui-se o tempo de resposta e tende a ficar mais instável. A ação de controle é proporcional a variação do erro: quanto maior a variação, maior será a ação de controle. O sinal de saída do controlador D pode ser representado pela equação (3) na qual:  $u_d(t)$  é a ação de controle derivativo e  $T_d$  é a constante de tempo do derivador.

$$u_d(t) = T_d \times \frac{de(t)}{dt} \quad (3)$$

- Controle proporcional-integral-derivativo (PID): nesse controlador utiliza-se a combinação dos três tipos de compensadores apresentados anteriormente. O sinal de saída do controlador PID pode ser representado pela equação (4), na qual:  $u(t)$  é a ação de controle do controlador PID. O controlador PID faz com que o sinal de erro seja diminuído pela ação proporcional e possa ser anulado para alguns sistemas pela ação integral e ainda,

é possível obter uma velocidade antecipativa pela ação da derivada.

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \times \frac{de(t)}{dt} \quad (4)$$

### III. DESCRIÇÃO DA SITUAÇÃO PROBLEMA E PROPOSTA

O presente projeto se desenvolverá em um VANT de asas rotativas do tipo helicóptero com dois rotores principais coaxiais, os quais não possuem ajuste no ângulo de ataque das asas rotativas. Esse VANT foi utilizado por ser o aeromodelo disponível para o projeto. O helicóptero possui, comprimento de 30cm, largura 6cm e altura de 7cm e originalmente massa com bateria de 142,9g.

O helicóptero utilizado, apresentado na Figura 13, é constituído pela fuselagem, dois rotores coaxiais sem ajuste do ângulo de ataque das asas rotativas, *flybar* (barra estabilizadora) um rotor de cauda, engrenagens para transmissão de potência dos motores para os rotores principais, dois motores para os rotores principais e um motor para o rotor de cauda, trem de pouso, placa de controle, antena para a comunicação via rádio e bateria de 3,7V, originalmente com capacidade de 2200 mA, proporcionando uma autonomia de cerca de cinco minutos de voo.



Figura 13: VANT helicóptero coaxial utilizado como protótipo.

A operação do helicóptero é realizada por controle remoto, a partir do qual se realizam os comandos de aumento de potência dos rotores principais, atuação do rotor de cauda, curvas e ajuste manual da rotação das asas rotativas para manter a fuselagem estabilizada.

Para subir e descer deve-se alterar a potência de ambos os motores principais. Para realizar curvas, a potência de um motor deve ser aumentada e a do outro deve ser diminuída. Para deslocamentos longitudinais o rotor de cauda é acionado, girando em um sentido, empurrando o ar para baixo e com isso, a fuselagem é inclinado para frente, produzindo uma componente de força horizontal para frente. Para movimentos para trás, o rotor de cauda gira no sentido oposto, empurrando

o ar para cima, causando inclinação da fuselagem para trás, resultando no surgimento de uma força horizontal para trás. Ainda, durante o deslocamento para trás ocorre aumento na rotação dos rotores principais, de modo a não ocorrer perda de altitude.

O helicóptero e o controle foram desmontados e constatou-se que o controle remoto envia somente 3 comandos para o helicóptero:

- 1 — Potência do motor das asas rotativas superiores.
- 2 — Potência do motor das asas rotativas inferiores.
- 3 — Acionamento do rotor de cauda para produzir deslocamentos para frente ou para trás.

Assim, os comandos para controle da potência dos motores principais, rotação da fuselagem e ajuste de velocidade das asas rotativas são somados no controle remoto, sendo enviado somente um comando de potência para cada um dos motores das asas rotativas principais. Ainda, quando o rotor de cauda é acionado, também é adicionado ou subtraído comando ao controle de potência dos motores dos rotores principais para manter a altitude do helicóptero durante o deslocamento longitudinal.

O problema de não existir um controle automático de rotação da fuselagem no helicóptero, resulta na maioria das vezes, em diferentes rotações do rotor inferior e superior, o que gera perda de velocidade, fazendo com que o helicóptero perca o controle e comece a girar sobre o próprio eixo, dificultando a realização de um voo controlado, gerando um voo impreciso com perda de controle.

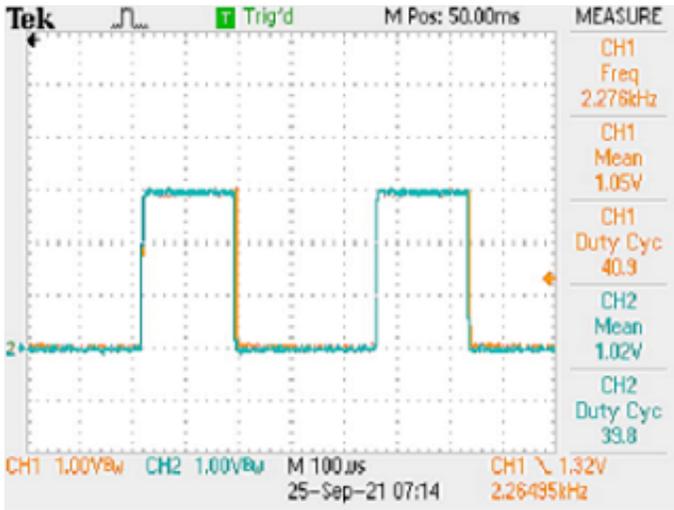
Assim, verificou-se a necessidade de se implementar um controle em malha fechada para realizar a estabilização da fuselagem, evitando a rotação indesejada. Para isso ser possível é necessário realizar algumas implementações de *hardware* no helicóptero, cujo são descritas detalhadamente na seção VI.

Após a análise do sistema do controle remoto do helicóptero, foi verificado que não é viável realizar intervenções no mesmo. Assim, optou-se por fazer uma intervenção entre o receptor do rádio e o acionamento dos motores dos rotores principais.

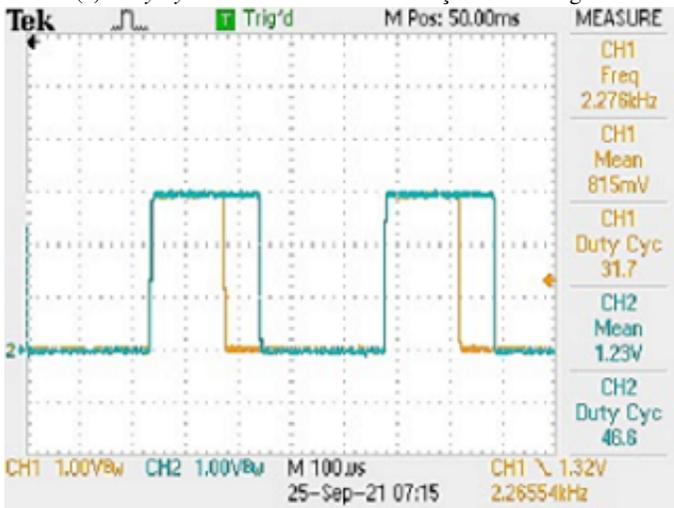
#### A. Metodologia de controle proposta

Na Figura 14 são apresentados os sinais de comando transmitidos aos transistores que acionam os motores dos rotores principais, a descrição da mesma é realizada a seguir:

- Figura 14a: nesse caso, é apresentado o sinal de comando dos rotores sem acionamento de rotação de fuselagem. Assim, os sinais de comando dos rotores principais possuem *duty cycles* praticamente iguais, idealmente acionando os motores com as mesmas rotações. Cabe salientar que mesmo que os *duty cycles* dos comandos sejam iguais, pode ocorrer que a fuselagem entre em rotação devido às diferenças construtivas dos rotores, dos motores, dos transistores ou dos circuitos de conexão.
- Figura 14b: nesse caso, é apresentado o sinal de comando dos rotores com acionamento de rotação de fuselagem



(a) Duty cycles sem comando de rotação da fuselagem.



(b) Duty cycles com comando para rotação no sentido anti-horário.

Figura 14: Duty cycles de comando enviados aos transistores dos rotores principais.

para o sentido anti-horário. Isso pode ser visualizado pelo *duty cycle* do motor 2 que teve seu valor aumentado e pela diminuição do *duty cycle* do motor 1. Isso é realizado na tentativa de manter a altitude do helicóptero constante durante a realização de curvas. De maneira análoga, quando deseja-se realizar uma rotação da fuselagem no sentido horário, o *duty cycle* do motor 1 é aumentado e do motor 2 é diminuído.

Os *duty cycles* dos comandos enviados aos transistores pelo receptor de rádio são praticamente iguais quando não se deseja realizar movimentos de rotação da fuselagem. Dessa forma, é proposto utilizar essa similaridade para ativar o sistema de controle de rotação da fuselagem. Quando os *duty cycles* tiverem valores próximos o sistema de controle da fuselagem é ativado, por outro lado, quando os *duty cycles* tiverem valores diferentes, os comandos de rotação da fuselagem determinados pelo operador serão repassados aos transistores, permitindo a

realização da rotação da fuselagem do helicóptero.

O fluxograma na Figura 15 ilustra as etapas que serão realizadas pelo sistema de controle proposto. O bloco de “início” representa o acionamento de potência dos rotores principais no controle remoto. O bloco “Leitura dos sinais” representa a leitura dos *duty cycles* que acionam os motores 1 e 2, os quais são representados por S1 e S2. Se a diferença do módulo dos comandos for menor que o limite pré estabelecido, o controle para manter a fuselagem sem rotação é executado. Caso a diferença dos *duty cycles* for maior que o limite preestabelecido, o comando de rotação da fuselagem é executado, ocorrendo também o *reset* da posição da fuselagem e das variáveis de estado dos compensadores, isso é realizado para que a nova posição solicitada pelo operador seja utilizada como posição de referência.

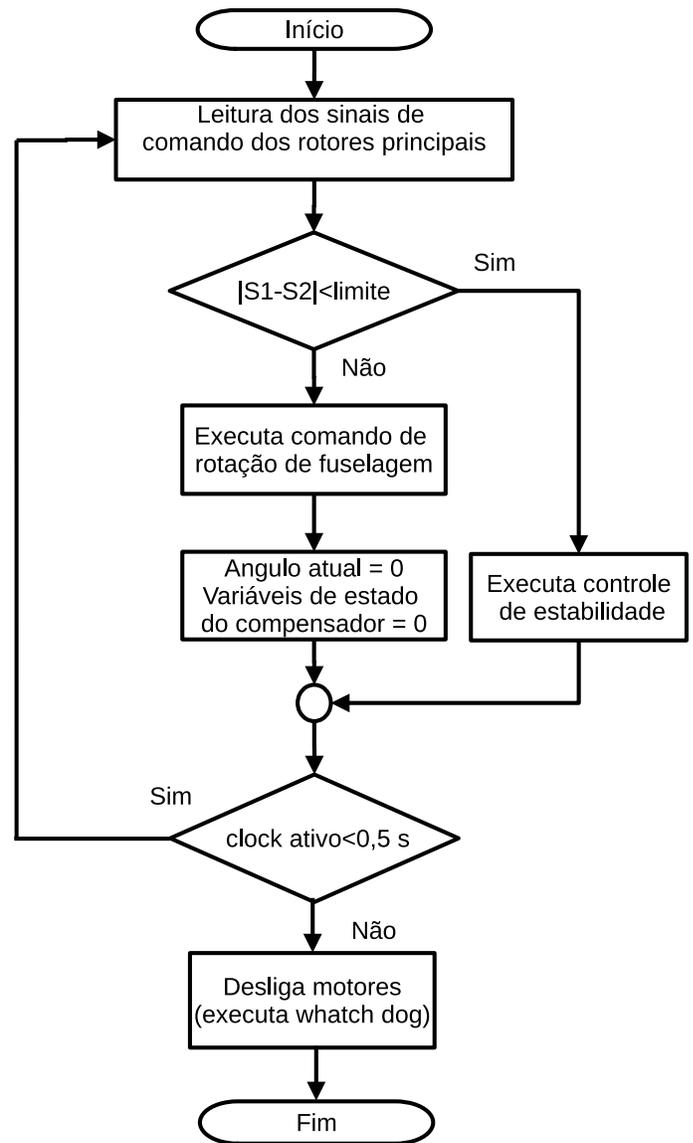


Figura 15: Fluxograma da metodologia de controle proposta. Sendo S1 e S2 *duty cycles* dos sinais para os comandos dos motores.

Para que a estratégia de controle seja implementada, os comandos PWM para os transistores serão interrompidos, processados e, então serão gerados novos sinais PWM para acionamento dos motores principais, conforme apresentado na Figura 16.

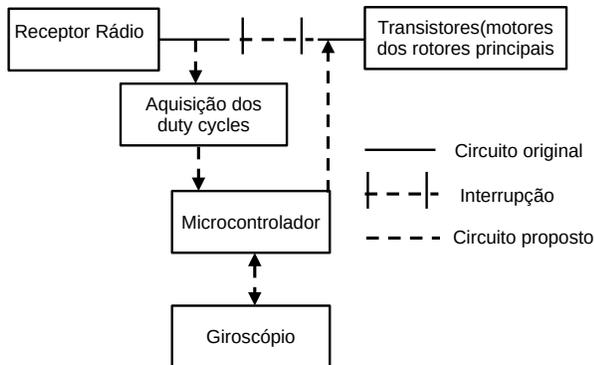


Figura 16: Estrutura de controle proposta.

Na Figura 16, o “Receptor de Rádio” representa o receptor originalmente presente no helicóptero, “Transistores (motores dos rotores principais)” representam os transistores originalmente presente no helicóptero, “aquisição dos *duty cycles*” indica onde será realizada a intervenção para recepção dos sinais de modulação de largura de pulso (PWM), o “Microcontrolador” corresponde ao microcontrolador que será adicionado no protótipo, onde serão inseridos os sinais PWM originais e gerados os novos sinais PWM para acionamento dos motores principais, o “Giroscópio” indica o sensor para realizar a medição da velocidade angular da fuselagem, este também será adicionado ao protótipo.

#### IV. DESENVOLVIMENTO DO PROTÓTIPO

Para a realização da estabilidade de giro da fuselagem, alguns componentes foram inseridos no helicóptero. Também foram realizadas algumas alterações no receptor de rádio para possibilitar a leitura dos *duty cycles*, que originalmente são enviados do receptor aos transistores dos motores principais.

##### A. Alterações no receptor de rádio

No receptor do rádio, as alterações realizadas foram a interrupção dos sinais de comando dos transistores dos motores principais provenientes do receptor de rádio. Esses sinais foram conectados a duas entradas do microcontrolador e duas saídas desse foram conectados aos gates dos transistores dos motores principais. Permitindo assim a leitura dos sinais provenientes do receptor de rádio, o processamento e a geração de novos sinais de comandos.

##### B. Componentes instalados

Foram instalados os seguintes componentes no helicóptero.

- STM32F103C8T6: este microcontrolador foi escolhido por estar presente na placa de desenvolvimento *bluePill*

e ser um microcontrolador de 32 bits, com frequência de *clock* de 72MHz, por ter um baixo custo de aquisição e formato pequeno, o que é um requisito para instalá-lo no helicóptero. No projeto ele foi utilizado para implementar os compensadores de estabilidade e realizar a comunicação com os outros componentes.

- MPU 6050: é o sensor responsável por fazer o sensoriamento do giro da fuselagem do helicóptero, através da determinação da velocidade angular da fuselagem.
- *Bluetooth* HC-06: é o módulo responsável por enviar os dados do microcontrolador para o computador. A sua inserção no projeto foi necessária para coletar as informações de comando recebidas pelo helicóptero, de atitude do helicóptero e dos sinais de controle dos comandos gerados pelo compensador.
- Led: é utilizado para que o usuário possa identificar visualmente quando o controle de estabilidade está ativo, ou seja, quando os comandos dos motores principais enviados pelo controle remoto apresentam valores próximos.

Os componentes foram posicionados conforme apresentados na Figura 17. O posicionamento foi realizado dessa forma para manter o centro de massa o mais próximo aos rotores principais. Ainda, o sensor MPU foi posicionado o mais próximo possível do centro de rotação da fuselagem para permitir a leitura direta da velocidade angular.

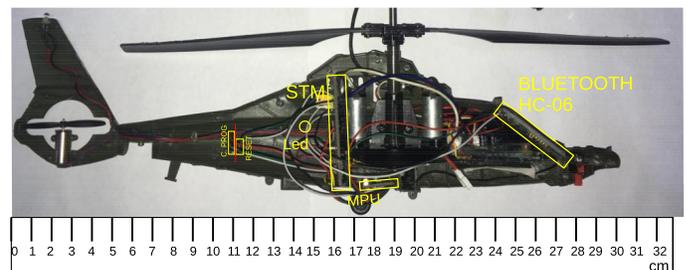


Figura 17: Alocação de componentes.

##### C. Aquisição e geração dos sinais de comando dos motores principais

Para realizar a aquisição e geração dos sinais PWM de comando dos motores principais foi utilizado os *Timers* do microcontrolador.

O controle de acesso à função que implementa o compensador é realizado por um *clock* externo de 226Hz, proveniente do sinal de comando do motor 1 fornecido pelo receptor do rádio. Para o qual o *Timer 1* é configurado para incrementar seu contador a cada borda de subida do comando do transistor do motor 1, a função de controle por sua vez, é realizada quando seu valor chegar a 9. Assim, a interrupção e gerada a cada dez ciclos dos PWM dos comandos dos motores principais. O *clock* externo foi utilizado para manter o sincronismo com a leitura dos *duty cycles* dos motores

principais, garantindo assim a leitura dos sinais PWM em períodos completos, conforme apresentado na Figura 18.

O *Timer 2* e *Timer 3* foram configurados para receberem os sinais dos transistores dos motores principais 1 e 2 respectivamente, realizando o incremento dos respectivos contadores quando o pino de entrada estiver em nível alto, conforme Figura 18. Os valores dos contadores são lidos cada vez que a função de controle é executada, ou seja, a cada dez ciclos de PWM. Após a leitura dos valores, os contadores são reiniciados.

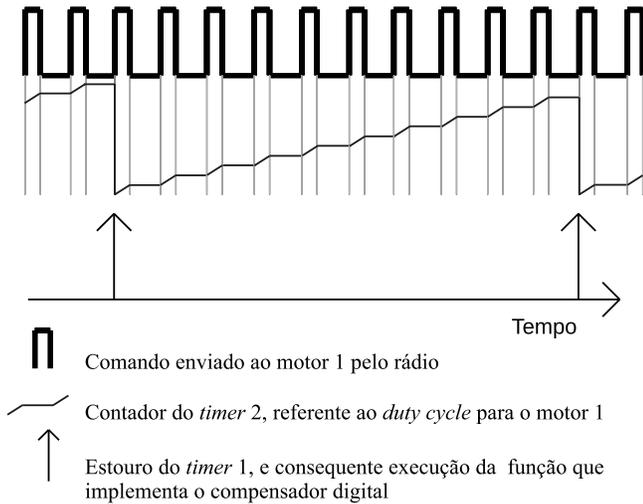


Figura 18: Representação da execução da função de controle e da leitura do *duty cycle* do motor 1.

O *Timer 4* foi configurado para gerar os novos sinais de comando para os transistores dos motores principais, os quais foram configurados para terem uma frequência de operação próxima à 2268Hz, cuja é frequência original do PWM para esses motores.

## V. DETERMINAÇÃO DO MODELO DINÂMICO

Para efetuar a determinação do modelo dinâmico da planta, foi realizado o procedimento de aplicar um degrau na entrada e analisar a resposta transitória.

O modelo da planta foi levantado dessa forma devido às dimensões diminutas do helicóptero, para o qual não se tem acesso à equipamentos necessários para realizar a instrumentação e consequente modelagem dos diferentes sistemas que o compõem, como modelos dos motores CC, das asas rotativas e do momento de inércia da fuselagem.

O ensaio consistiu em realizar um voo com o helicóptero, estabilizando-o manualmente. Após isso, foi enviado um comando de realização de rotação da fuselagem, com os dados coletados e processados pelo microcontrolador sendo enviados em tempo real para um computador através do módulo *bluetooth HC-06* e recebidos com o software *PUTTY*.

Os dados que são enviados pelo *bluetooth*, são recebidos pelo computador com frequência que varia de um terço até a metade da frequência de execução da rotina de controle, isso ocorre devido à quantidade de *bytes* enviados e a taxa

de transmissão utilizada. Embora sejam recebidos menos da metade das leituras realizadas, a análise dos dados pode ser realizada, uma vez que se está utilizando uma frequência de amostragem muito maior a frequência natural do sistema.

Os dados coletados foram os números do contador que conta as entradas na função de controle, valor do contador do timer 2 referente ao *duty cycle* do motor 1, valor do contador do timer 3 referente ao *duty cycle* do motor 2, velocidade angular e posição. Os resultados obtidos são apresentados na Figura 19.

Na Figura 19a e demonstrado o sinal de comando dos motores durante a aplicação do degrau, no qual o motor 1 diminui sua potência e o motor 2 aumenta a potência. Ainda se pode verificar que para manter a fuselagem praticamente sem rotação, os comandos PWM dos transistores dos motores devem ter *duty cycles* relativamente diferentes, com o motor 1 necessitando um *duty cycle* maior. Na Figura 19b se pode verificar a velocidade angular resultante do comando realizado e na Figura 19c, pode-se verificar a posição do helicóptero em relação à posição de decolagem.

Através da análise da resposta da velocidade angular, Figura 19b, se considerou que o comportamento desta grandeza se aproxima de um modelo de 1ª ordem, equivalente a um circuito RCR apresentado na Figura 20. Nessa figura também é apresentado a relação entre a velocidade angular e a posição (ângulo) da fuselagem, representada pelo integrador entre estas grandezas.

A partir da Figura 20 se obtém a equação (5), a qual relaciona a velocidade angular ( $\omega(s)$ ) com a diferença do comando dos motores dos rotores principais ( $\Delta C(s)$ ).

$$\frac{\omega(s)}{\Delta C(s)} = \frac{\frac{1}{R_1 * C}}{s + \frac{(R_1 + R_2)}{R_1 * R_2 * C}} \quad (5)$$

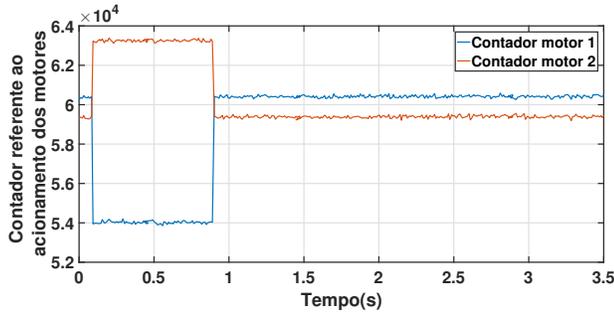
Por consequência, a equação (6) relaciona a posição angular ( $\Theta(s)$ ) com  $\Delta C(s)$ .

$$\frac{\Theta(s)}{\Delta C(s)} = \frac{\omega(s)}{\Delta C(s)} * \frac{1}{s} = \frac{\frac{1}{R_1 * C}}{s^2 + \frac{(R_1 + R_2)}{R_1 * R_2 * C} * s} \quad (6)$$

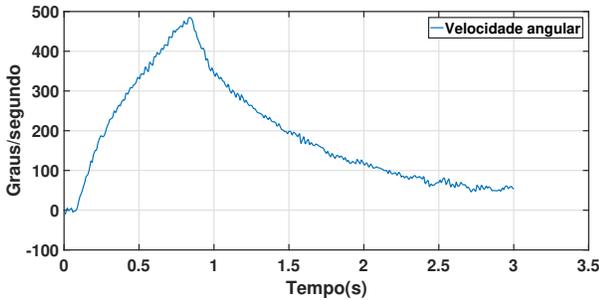
Para determinar os valores dos parâmetros da planta, equação (6), foram realizadas simulações dinâmicas para diferentes valores de  $R_1$  e  $R_2$ , com o valor de  $C$  fixo em 100 $\mu$ F. Para a realização das simulações dinâmicas, foi utilizada como entrada a diferença dos *duty cycles* subtraído-se a diferença média existente após o comando rotação ter sido cessado, que é o intervalo de 1 a 3 segundos na figura 19a.

Os valores de  $R_1$  foram variados de 80k $\Omega$  a 200k $\Omega$  com intervalo de 1k $\Omega$  e os valores de  $R_2$  foram variados de 1k $\Omega$  a 15k $\Omega$  com intervalo de 0,5k $\Omega$ . Para a determinação do modelo foi utilizado o método dos mínimos quadrados (MMQ), obtendo-se a melhor aproximação com  $R_1=167$ k $\Omega$  e  $R_2=11,5$ k $\Omega$ . Dessa forma a função de transferência que relaciona  $\Theta(s)$  com  $\Delta C(s)$  é dado pela equação (7).

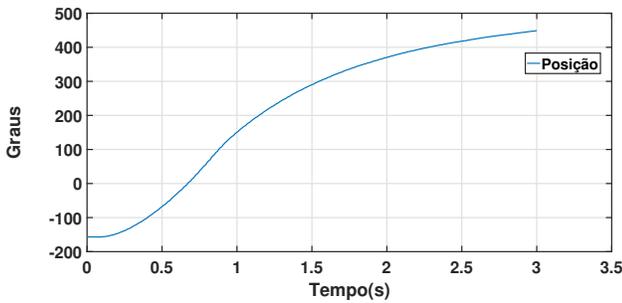
$$\frac{\Theta(s)}{\Delta C(s)} = \frac{0,05988024}{s^2 + 0,92944546s} \quad (7)$$



(a) Comando dos motores.



(b) Velocidade angular.



(c) Posição.

Figura 19: Dados levantados da planta.

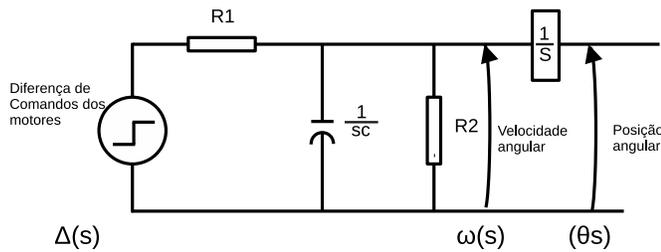


Figura 20: Modelo elétrico equivalente da posição da fuselagem do helicóptero.

Aplicando a diferença de ação de controle, subtraindo a média existente após o comando rotação ter sido cessado, no modelo dado pela equação (7), obtém-se a resposta para a posição dada na Figura 21, em que também se pode visualizar o resultado experimental da posição subtraído do seu valor inicial.

Pode-se visualizar, pelos resultados apresentados na Figura 21, que o modelo proposto representa adequadamente a posição do helicóptero em relação à diferença de comando enviado aos motores principais, podendo esse modelo ser utilizado para o projeto dos compensadores de estabilidade da rotação da fuselagem.

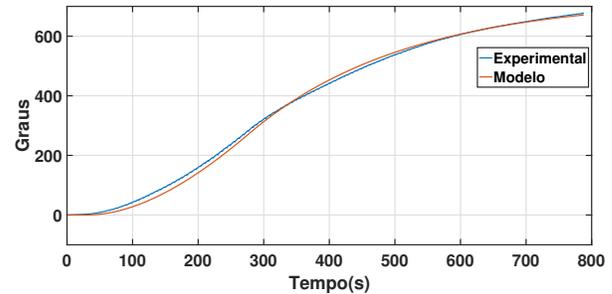


Figura 21: Resposta do modelo e experimental para a posição quando submetido ao degrau de comando da Figura 19a (experimental subtraída do valor inicial).

## VI. DETERMINAÇÃO DE COMPENSADORES

Os compensadores foram determinados utilizando a ferramenta Sisotool do Matlab, onde foi inserido o modelo da planta determinado na seção anterior, equação (7).

Para se obter a resposta transitória foi aplicado um *step* de  $90^\circ$  na posição, ou seja, na variável de saída. Para o resultado experimental, o *step* foi aplicado em relação à posição que o helicóptero se encontrava no momento da aplicação do mesmo.

Os compensadores projetados, juntamente com as respostas transitórias do Sisotool e experimental são apresentados a seguir.

### A. Compensador Proporcional com ganho $K_p = 50$

Como a planta possui um pólo na origem, é esperado que com um controlador proporcional se obtenha erro zero em regime permanente, sendo o comportamento transitório dependente do valor do ganho utilizado. Dessa forma, é proposto primeiramente utilizar um compensador proporcional com ganho  $K_p = 50$ .

Nas Figuras 22 e Figura 23 são apresentados o comportamento dinâmico do sistema para realização de *step* de  $90^\circ$  em voo em altitude e sob efeito solo, respectivamente. Em ambas as Figuras são apresentados os resultados obtidos por simulação e experimental.

Para facilitar comparação da resposta experimental com a resposta simulada no Sisotool, os valores das posições experimentais apresentados são a diferença entre a posição do helicóptero e a posição antes do distúrbio.

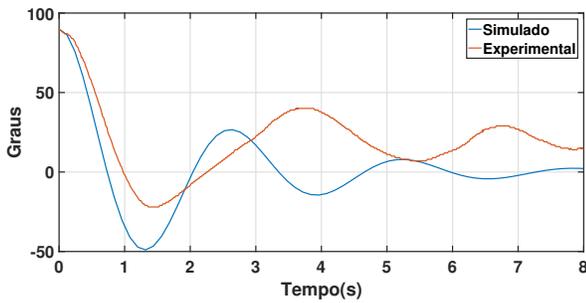


Figura 22: Resposta compensador  $K_p = 50$  durante o voo em altitude.

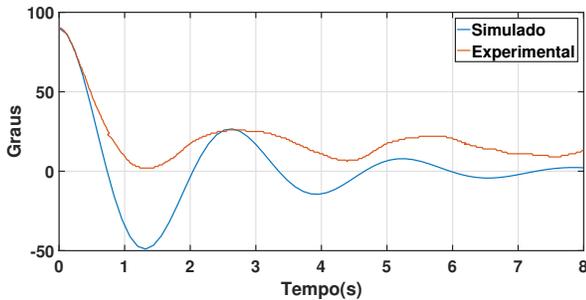


Figura 23: Resposta compensador  $K_p = 50$  durante o voo sob efeito solo.

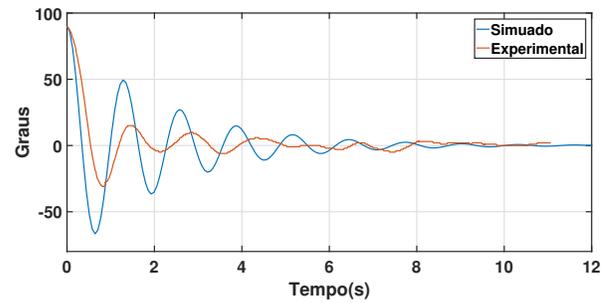


Figura 24: Resposta compensador  $K_p = 200$  durante o voo em altitude.

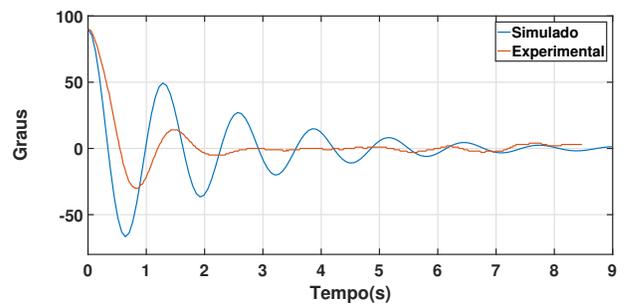


Figura 25: Resposta compensador  $K_p = 200$  durante voo sob efeito solo.

Pela análise da Figura 22, pode-se perceber que com ganho  $K_p = 50$ , o comportamento dinâmico experimental apresentou uma frequência de oscilação menor que o esperado. Já para o voo sob efeito solo, a frequência de oscilação apresenta valores próximos ao esperado, porém com uma menor amplitude. Ainda, em ambos os casos experimentais, a posição de referência não foi atingida.

### B. Compensador Proporcional com ganho $K_p = 200$

Seguindo a mesma consideração da seção anterior, é proposto utilizar um compensador proporcional com ganho  $K_p = 200$ .

A Figura 24 apresenta resposta do sistema para um voo em altitude e a Figura 25 apresenta a resposta do sistema para um voo sob o efeito solo, nestas Figuras são apresentados os resultados de simulação e os resultados experimentais. Para ambos os casos foram realizados *step* de  $90^\circ$  na posição.

Pela Figura 24, pode-se verificar que para o voo em altitude a resposta experimental apresentou valores menores para frequência de oscilação e para a amplitude de oscilação do que os resultados obtidos por simulação. O mesmo pode ser constatado para o voo sob o efeito solo, Figura 25. Em ambos os casos experimentais, o valor da posição anterior ao *step* foi alcançado.

### C. Compensador Proporcional Derivativo PD

Visando melhorar o desempenho transitório em relação aos compensadores proporcionais apresentados anteriormente, é proposto utilizar um compensador PD.

O compensador PD proposto foi ajustado de forma a apresentar seu zero sobre o polo da planta não localizado na origem, nesse compensador também foi inserido um polo para atuar como um filtro passa baixa, o ganho foi ajustado para se ter uma resposta suficientemente rápida, sem apresentar oscilações, com grande margem de fase e para que não ocorra saturação na ação de controle quando o compensador PD for implementado. Dessa forma, a função de transferência do compensador determinado é dada pela equação (8)

$$C(s) = 888 * \frac{s + 0,9294}{s + 50} \quad (8)$$

Na Figura 26 é apresentado o diagrama de bode em malha aberta do sistema com o compensador PD proposto. Pode-se visualizar nessa Figura que o sistema não apresentará oscilações, apresentando erro zero em regime permanente e apresenta uma margem de fase de  $87,6^\circ$ , garantindo a estabilidade do sistema para pequenas variações dos parâmetros da planta.

A resposta transitória sob um *step* de  $90^\circ$  da posição para o sistema com o compensador PD proposto para voo sob efeito solo é apresentado na Figura 27. Nessa Figura são apresentados os resultados de simulação e experimental.

Pode-se ver na Figura 27 que as respostas transitórias experimental e simulada não apresentaram oscilações. Ainda, a posição experimental se manteve por alguns segundos em um valor praticamente fixo e posteriormente atingiu a posição de referência. Assim como nos casos anteriores, os valores

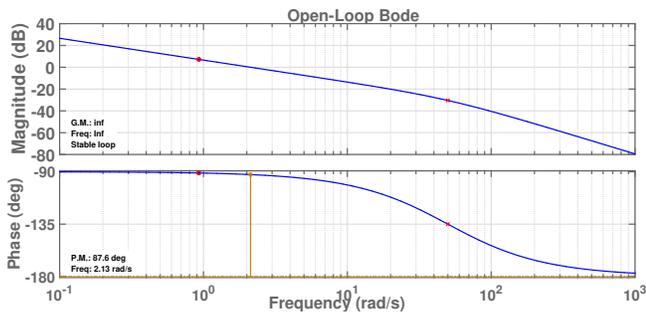


Figura 26: Diagrama de Bode em malha aberta.

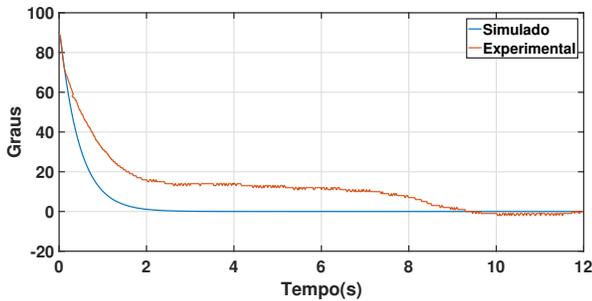


Figura 27: Resposta compensador PD em voo sob efeito solo.

das posições experimentais apresentados são a diferença entre a posição do helicóptero e a posição antes do distúrbio.

Os resultados da resposta transitória para o sistema com compensador PD para voo em altitude não foi apresentada devido à danificação da bateria durante a realização dos testes anteriores, fazendo com as asas rotativas do helicóptero não conseguissem girar com velocidade suficiente para elevá-lo a uma altitude necessária para a realização de um voo em altitude.

#### D. Análise dos resultados

Pelos resultados apresentados, recomenda-se a utilização do compensador PD, devido ao fato do sistema apresentar um melhor desempenho transitório, mesmo tendo sido testado somente sob efeito solo. Cabe ainda salientar que para voos sob o efeito solo o sistema apresenta uma resposta mais amortecida quando comparada a resposta para voo em altitude.

Embora os compensadores mantenham o helicóptero estável, o helicóptero não se mantém na posição de decolagem, sendo necessário ajustar a posição pelo controle remoto, isso é devido à diferença de potência dos motores necessária para manter o helicóptero estável. Essa diferença não foi levada em consideração na determinação do modelo da planta. No entanto isso não impede a realização de voos controlados.

## VII. DETALHES DE IMPLEMENTAÇÃO E DIFICULDADES ENCONTRADAS

### A. Placa de aquisição de dados

O circuito originalmente proposto para realizar a aquisição dos dados dos sinais PWM que acionam os transistores

dos motores principais consiste em dois filtros passivos passa-baixa de primeira ordem com *buffer* de tensão composto por amp-op rail-to-rail. Conforme diagrama esquemático apresentado na Figura 28. O circuito foi testado utilizando um gerador de sinais e apresentou um comportamento adequado. A placa de circuito impresso confeccionada para a implementação desse filtro é apresentada na Figura 29.

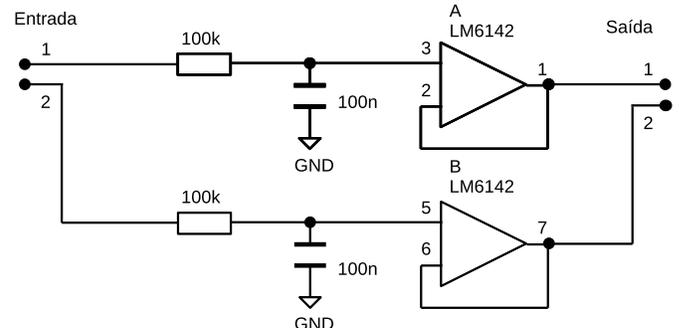


Figura 28: Diagrama esquemático da placa de aquisição de dados.

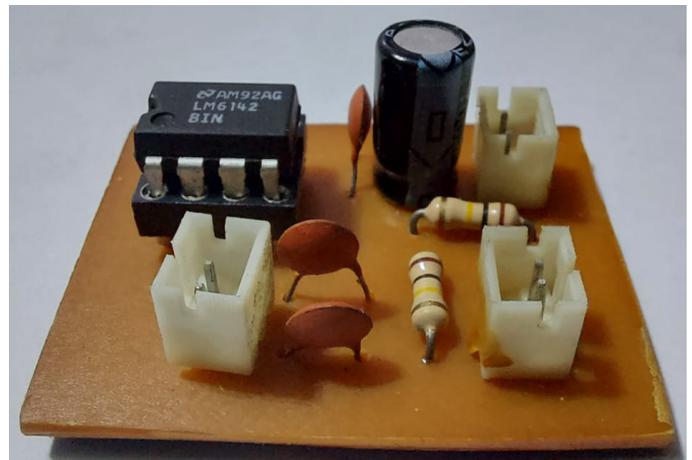


Figura 29: Filtros passa-baixa confeccionados em placa de circuito impresso.

Durante a realização dos testes com a placa instalada no helicóptero, constatou-se o aparecimento de ruídos de amplitudes elevadas nos sinais de saída, como se pode visualizar na Figura 30, o que impossibilitaria a leitura adequada dos sinais filtrados pelo microcontrolador. Resultando na mudança de metodologia para obter o valor da largura de pulsos dos sinais PWM que realizam o acionamento dos motores principais.

### B. Programação onboard

Como o projeto foi idealizado para se poder testar diferentes compensadores, foi instalado um conector externo no helicóptero para facilitar a inserção de programas e um conector para realizar o *reset* do microcontrolador, caso seja necessário. Esses conectores permitem que o

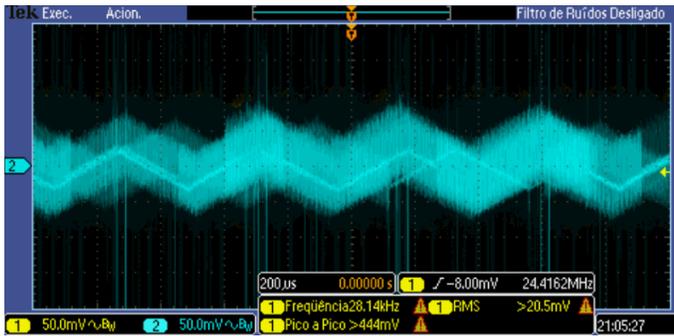


Figura 30: Sinal de saída da placa confeccionada.

microcontrolador, que está instalado dentro da fuselagem, seja reprogramado sem precisar desmontar o helicóptero.

### C. *whatch dog*

Como o acesso à função que implementa o compensador depende do sinal PWM do motor 1, quando é cessado o comando enviado pelo controle remoto, essa função não é executada. Dessa forma, o *whatch dog* do microcontrolador foi ativado de forma a ocasionar o desligamento dos motores principais 0,5s após cessar o comando proveniente do controle remoto.

### D. *Massa do helicóptero*

Um dos problemas enfrentados foi em relação à massa do helicóptero após a instalação dos componentes, que inicialmente apresentou uma massa total que ultrapassou o limite de carga máximo.

Originalmente, o helicóptero apresentava uma massa de 142,9g e após a instalação inicial dos componentes a massa total atingiu um valor de 168,5g, e por consequência, o helicóptero não conseguia realizar voos em altitude. Assim, foi necessário realizar uma nova intervenção para diminuir o peso.

As intervenções realizadas foram a troca de toda a fiação interna que havia sido inserida inicialmente por cabos mais leves, também foi realizada extração dos conectores das placas, sendo que os fios passaram a ser soldados diretamente nos furos deixados pela extração dos conectores. Com isso a massa total do helicóptero foi diminuída para 152,4g, permitindo a realização de voos em altitude.

### E. *Módulo Bluetooth*

No início do projeto foi utilizado o módulo *bluetooth* HC-05, no entanto, quando a tensão da bateria apresentou níveis baixos, o mesmo foi danificado. Após a queima do segundo módulo HC-05, optou-se por utilizar um módulo *bluetooth* HC-06, o qual não apresentou problemas.

### F. *Baterias*

Outra dificuldade encontrada foi a dificuldade de encontrar baterias com tensão nominal de 3,7V, uma célula de Li-po, com tamanho físico pequeno e capacidade de corrente suficiente para alimentar os motores do helicóptero. As

baterias adquiridas tiveram a capacidade de acionar os motores apropriadamente, permitindo a realização de voos em altitude, porém as mesmas apresentaram pequena vida útil, se danificando em poucos ciclos de uso.

### G. *Colisão com o helicóptero*

Durante os testes ocorreram colisões que danificaram os motores dos rotores principais. Os motores danificados foram substituídos pelos motores de um helicóptero do mesmo modelo. Cabe salientar que como o protótipo é um modelo fora de linha, não são encontradas peças específicas. Sendo que para realizar a substituição de peças danificadas é necessário a aquisição de modelos iguais ou aquisição de componentes com características similares as originais.

## VIII. CONCLUSÃO

Este trabalho buscou realizar o *retrofit* de um VANT helicóptero, desenvolvendo um controle em malha fechada para estabilizar a rotação da fuselagem. Para isso foi necessário realizar a instalação de um microcontrolador no helicóptero, um sensor giroscópio e um módulo de comunicação *bluetooth*. Também foram necessários realizar algumas alterações no receptor de rádio. O modelo dinâmico da rotação da fuselagem foi determinado e os compensadores foram desenvolvidos utilizando-se a ferramenta Sisotool do Matlab. Através dos resultados experimentais obtidos, o compensador PD apresentou resultados satisfatórios em relação ao tempo de acomodação e oscilações, permitindo a realização de voos controlados.

Nos trabalhos futuros se sugere desenvolver um modelo da planta com duas entradas, tendo o objetivo de analisar e compensar o efeito da diferença de potência nos motores para manter a fuselagem sem rotação e desenvolver um sistema de supervisão para apresentar os dados recebidos em tempo real.

Para trabalhos futuros, ainda se sugere a alteração na forma de se enviar os comandos para o helicóptero, deixando de utilizar a interface via rádio e passando a utilizar a interface *bluetooth*.

## REFERÊNCIAS

- [1] Russell Naughto, "Remote Piloted Aerial Vehicles: An Anthology", RPA, 2000. [on-line]. Available: <https://www.ctie.monash.edu/hargrave/rpav-home.html>.
- [2] AEROJR.UFMG, "A História Dos Drones", 2018. [on-line]. Available: <https://www.aerojr.com/blog/drones-atraves-da-historia/>.
- [3] ITARC, "Confira a história dos drones e suas curiosidades", 2013. [on-line]. Available: <https://www.itarc.org/historia-dos-drones/>.
- [4] Leonardo Pires Oliveira, João Schorne de Amorim, "Análise Da Legalidade Do Emprego De Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTS) Na Atividade De Polícia Ostensiva E De Preservação Da Ordem Pública", 2015. [on-line]. Available: <https://rop.emnuvens.com.br/rop/article/download/136/130>.
- [5] Rafael Vulej, "Drones em Operações Militares", 2019. [on-line]. Available: <https://www.marinha.mil.br/spolm/sites/www.marinha.mil.br/spolm/files-Militares.pdf>.
- [6] ÉPOCA NEGÓCIOS, "Amazon recebe autorização de agência reguladora para fazer entregas por drones nos EUA", 2020. [on-line]. Available: <https://epocanegocios.globo.com/Empresa/noticia/2020/09/amazon-recebe-autorizacao-de-agencia-reguladora-para-fazer-entregas-por-drones-nos-eua.html>.

- [7] Super Importadora, "O crescimento do mercado de drones no Brasil", 2021 [on-line]. Available: <https://mundogeo.com/2021/08/19/o-crescimento-do-mercado-de-drones-no-brasil/>.
- [8] Correio Braziliense, "Indústria de drones decola no Brasil", 2018 [on-line]. <https://www.defesanet.com.br/vant/noticia/29317/Industria-de-drones-decola-no-Brasil/>.
- [9] Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), "Quantidade de Cadastros - Drones", 2017 [on-line]. <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/drones/quantidade-de-cadastros>.
- [10] Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), "Registros e Certificados", 2021 [on-line]. <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/drones/registros-e-certificados-de-drones>.
- [11] ANGELOV, P. Sense and Avoid in UAS: Research and Applications. John Wiley & Sons, 30 de abr. de 2012 - 345 p. p.
- [12] LEOMAR RUFINO ALVES, "Análise De Produtos Cartográficos Obtidos Com Câmera Digital Não Métrica Acoplada A Um Veículo Aéreo Não Tripulado Em Áreas Urbanas E Rurais No Estado De Goiás", 2015 [on-line]. <https://repositorio.bc.ufg.br/tede/bitstream/tede/4952/5/Disserta>
- [13] hangarμμα, "Configurações da aeronave de asa rotativa", 2021 [on-line]. <https://hangarμμα.com.br/blog/configuracoes-da-aeronave-de-asa-rotativa/>.
- [14] sputniknews, "Helicóptero-drone da Rússia é destacado por revista norte-americana", 2020 [on-line]. <https://br.sputniknews.com/20200826/helicoptero-drone-da-russia-e-destacado-por-revista-norte-americana-15992139.html>.
- [15] Danilo Pereira Roque, "Estudo da Simulação Dinâmica do Comportamento em Voo de Aeronaves de Asas Rotativas", 2016 [on-line]. <https://repositorio.unifei.edu.br/jspui/handle/123456789/565>
- [16] @articleoliveira2016instrumentacao, title=Instrumentação e controle de um helicóptero rádio controlado com três graus de liberdade, author=Oliveira, Uruatã Dias, year=2016
- [17] Renan Montebelo, "Teorias Rotativas 05", 2013 [on-line]. <http://canalpiloto.com.br/teorias-rotativas-05/>.
- [18] SILVA JUNIOR, G. J. da; SANTOS, E. J. P. Aspectos de Funcionamento e Fabricação do Giroscópio a Ondas Acústicas de Superfície. XXXIII Congresso Brasileiro de Ensino de Engenharia. 2005.
- [19] NISE, N. S. Engenharia de Sistemas de Controle. 6. ed. [S.l.]: LTC-Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2012. 11, 12, 13
- [20] DORF, R. C.; BISHOP, R. H. Sistemas de Controle Moderno. 8. ed. [S.l.]: LTC-Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2001. 13, 14, 15
- [21] InvenSense,"MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.3", 2012 [on-line]. <https://pdf1.alldatasheet.com/datasheet-pdf/view/517744/ETC1/MPU-6050.html>.
- [22] STMicroelectronics, "Datasheet, 2015 [on-line]. <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f103c8.pdf>.