

## IMPLEMENTAÇÃO E TESTE DE LEIS DE CONTROLE TOLERANTES A FALHAS EM DRONE QUADRICÓPTERO

Guilherme de Paula Pinheiro<sup>1</sup>(IC) e Yohan Alí Díaz Méndez<sup>1</sup>(PQ)

<sup>1</sup>Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI).

**Palavras-chave:** CISMCM, Controle Tolerante a Falhas, Esp32, PID, Quadrotor

### Introdução

Em um mundo cada vez mais globalizado, onde as distâncias se encurtam e a tecnologia se integra profundamente ao nosso cotidiano, os drones vêm criando seu lugar como uma ferramenta indispensável. "Os avanços contínuos na tecnologia de UAV aumentaram exponencialmente sua difusão e o número de aplicações que os utilizam." (BALESTRIERI et al., 2021). Podemos observar com isso a presença desses equipamentos em áreas como segurança, agropecuária, e até na mobilidade urbana como é o caso do EVE-100 desenvolvido pela Embraer.

Desse modo com o uso crescente de drones no nosso dia a dia as falhas desses dispositivos passam a se tornar algo mais frequente e perigoso para a segurança das pessoas, principalmente em drones quadrotor onde não se faz uso da redundância de atuadores para prevenir possíveis acidentes em caso de falhas, acidentes esses que podem gerar prejuízos financeiros relevantes. Além disso as falhas em drones podem não se originar apenas de atuadores, mas também de erros de leitura de sensores, falhas de comunicação e até danos a estrutura ocasionando instabilidade no sistema. A resiliência contra eventos de falhas pode ser obtida por meio de técnicas de Controle Tolerante a Falhas (FTC), uma área de pesquisa que tem recebido bastante atenção, especialmente em aplicações aeroespaciais (WAITMAN; ALWI; EDWARDS, 2021). Em especial essas leis de controle permitem uma melhor tolerância sem uso de redundância de sensores e atuadores, permitindo um voo seguro e com peso mínimo necessário para desempenhar a tarefa desejada, reduzindo custos e aumentando a produtividade.

Para o estudo dessas leis de controle existem limitações de plataformas para implementação direta das leis de controle, seja por serem placas comerciais de código fechado ou indisponibilidade de plataformas de teste voltada a pesquisa que tenham um valor acessível. Dessa maneira, para essa etapa do projeto de pesquisa

foi desenvolvida uma nova plataforma de três graus de liberdade (3- DOF) na Universidade Federal de Itajubá que permite o movimento livre do drone em 360° nos graus de liberdade de arfagem, rolagem e guinada. Além da nova plataforma foram realizadas atualizações na placa de controle e coleta de dados e nos sensores utilizados para referenciamento, sendo utilizado um ESP32 devKit para a implementação da lógica em linguagem C++, um sensor BNO055 que fornece os ângulos e taxas já filtrados internamente possibilitando uma maior confiança dos dados recebidos e consequentemente dos resultados obtidos.

As leis de controle implementadas nessa etapa foram o clássico controlador PID (Proporcional Integral Derivativo) sendo esse tipo de controlador o mais amplamente utilizado nas indústrias de processo por sua capacidade de fornecer resultados adequados com algoritmos simples, sendo aplicáveis a diversos processos industriais (EZHIL et al., 2022). E o controlador robusto CISMCM (Conditional Integrator Sliding Mode Control) ambos foram testados em condições de funcionamento ideal realizando a mesma trajetória e depois foram inseridos 3 tipos de falha Loss of Effectiveness (LOE), Locked-in-Place (LIP), e saturação, todas as falhas foram aplicadas em um mesmo motor em diferentes proporções, a fim de identificar o limite da falha em cada um dos controladores e o momento da falha. Após os testes realizados e a análise dos dados foi possível observar um bom desempenho de ambos os controladores para lidar com falhas e uma maior tolerância do CISMCM nos casos de saturação e no LOE e um comportamento parecido de ambos nas falhas do tipo LIP.

### Metodologia

A plataforma de implementação dos testes foi um giroscópio de 3 eixos que permitia o movimento livre em 360° dos ângulos de arfagem, rolagem e guinada, dentro desse giroscópio está presente um drone

comercial DJI F450 equipado com 4 motores brushless de 920Kv, seus respectivos ESCs de 40A Simunk, uma bateria 3S de lipo com 2200mAh e 11.1V e a placa controladora desenvolvida utilizando um ESP32, sensor de orientação angular BNO055, receptor de rádio controle, telemetria e conversor DC-DC para alimentação.

Figura 1 – Quadricóptero F450 (plataforma de teste).



A implementação dos controladores foi feita por meio de linguagem C++ utilizando o software VS Code junto do ambiente de desenvolvimento Platform IO. O código desenvolvido implementa a leitura do sensor de ângulos, leitura dos sinais recebidos pelo rádio controle via PWM, configuração dos ganhos do controlador em tempo real via interface Web e transmissão dos dados de maneira sem fio para o computador.

Para a implementação dos controladores foi necessário converter o valor recebido pelo rádio de PWM para um valor de ângulo desejado para cada um dos 3 graus de liberdade, tratados como sendo os setpoints das malhas de controle. As saídas dos controladores são somadas aos motores de modo que o movimento de pitch é controlado somando o pwm aos motores frontais e subtraindo dos motores traseiros, o movimento de roll é controlado somando o valor de PWM aos motores do lado esquerdo e subtraindo dos motores do lado direito, e o movimento de yaw funciona somando o sinal aos motores de uma das diagonais do drone e subtraindo dos motores da outra diagonal. Sendo essa lógica descrita pela seguinte fórmula:

$$\begin{aligned} pwm[Prop::LF] &= 115 + Uz + Uphi + Utheta + Upsi \\ pwm[Prop::RF] &= 115 + Uz - Uphi + Utheta - Upsi \\ pwm[Prop::LB] &= 115 + Uz + Uphi - Utheta - Upsi \\ pwm[Prop::RB] &= 115 + Uz - Uphi - Utheta + Upsi \end{aligned}$$

Já desenvolvimento dos controladores eles foram implementados também em linguagem C++ e funcionam de maneira digital com uma frequência de atualização de 125Hz sendo que as derivadas e integrais programadas levam em consideração o período de 8ms e

sendo as integrais utilizadas no cálculo uma aproximação retangular.

A equação que descreve o controlador PID é dada por meio de:

$$U^{PID}(t) = Kp * e + Kd * \frac{de}{dt} + Ki * \int_0^t e * dt$$

Já a equação que descreve o controlador CISMCM é dada por:

$$\begin{aligned} U^{CISMCM}(t) &= -K * sat\left(\frac{S}{\mu}\right) \\ S &= K_0 * \tau + K_1 * e + \frac{de}{dt} \\ \tau &= \int_0^t (-K_0 * \tau + \mu * sat\left(\frac{S}{\mu}\right)) * dt \end{aligned}$$

Para analisar o comportamento de cada um dos controladores primeiramente foram realizados testes a fim de sintonizar os controladores baseados em tentativa e erro, de modo que se obteve o melhor comportamento esperado de cada um dos controladores. Após a sintonização dos controladores os ganhos obtidos foram:

Tabela 1 – Ganhos controlador PID

| Controlador PID |       |      |     |
|-----------------|-------|------|-----|
| Ganhos          | Pitch | Roll | Yaw |
| $Kp$            | 5.4   | 8.6  | 8.3 |
| $Ki$            | 1.7   | 1.9  | 1.8 |
| $Kd$            | 1.7   | 4.7  | 7.4 |

Tabela 2 – Ganhos controlador CISMCM

| Controlador CISMCM |       |      |     |
|--------------------|-------|------|-----|
| Ganhos             | Pitch | Roll | Yaw |
| $K$                | 230   | 180  | 115 |
| $K_0$              | 1     | 1    | 1   |
| $K_1$              | 1     | 1    | 1   |
| $\mu$              | 142   | 30   | 37  |

Com isso cada um dos controladores foi aplicado seguindo uma trajetória pré definida que consiste em iniciar um dublê com o ângulo de referência em 0°, após iniciar o teste altera-se a referência para +10° por 20 segundos, em seguida a referência é definida para 0° por 5 segundos, depois a referência é enviada para -10° por mais 20 segundos e após esse tempo é mantida em 0° e o

teste é finalizado, as falhas são inseridas no tempo em que o drone está em  $10^\circ$  e  $-10^\circ$ . Foram analisadas 3 tipos de falhas, Locked-in-place, Loss of Effectiveness e saturação do PWM dos motores.

## Resultados e discussão

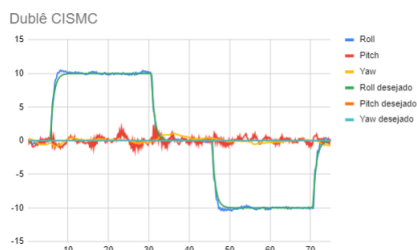
### Comportamento normal controladores

Nas figuras 2 e 3 podemos observar o comportamento normal dos controladores sem a inserção de falhas, nota-se um leve oscilação no eixo de pitch possivelmente por conta de limitações da plataforma, por esse motivo foi analisado o dublê no eixo de Roll

Figura 2 – PID sem falha - ângulo( $^\circ$ ) x tempo(s)



Figura 3 – CISMCM sem falha - ângulo( $^\circ$ ) x tempo(s)



### Falha Locked-in-Place

No tipo de falha Locked in Place o PWM do motor 3 se manteve constante até o final a partir do momento da falha no controlador PID o PWM foi travado em 1377 enquanto no CISMCM esse valor foi de 1372, podemos observar que o sistema de controle de ambos os controladores mantiveram o sistema estável porém com oscilações, onde a amplitude das oscilações do PID se mostraram menores que do CISMCM como podemos observar nas figuras 4 e 5:

Figura 4 – PID falha LIP - ângulo( $^\circ$ ) x tempo(s)

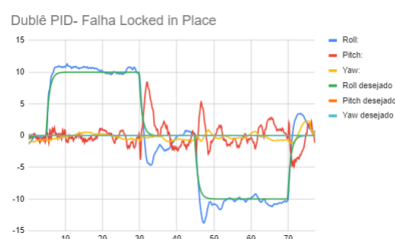
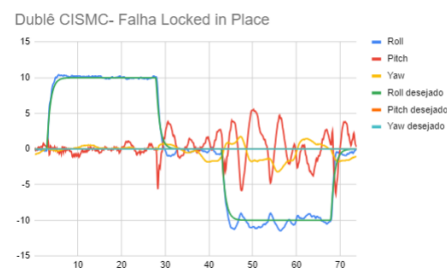


Figura 5 – CISMCM falha LIP - ângulo( $^\circ$ ) x tempo(s)



### Falha Loss of Effectiveness

Já na falha do tipo Loss of Effectiveness o valor do PWM do motor 3 é multiplicado por um ganho entre 0 e 1 de modo que a força gerada por aquele motor seja reduzida, ambos controladores conseguiram manter o sistema estável até um ganho de 0.825, para valores menores o sistema ficou instável em ambos, porém o erro gerado pela falha no PID foi maior que o erro gerado no CISMCM como podemos observar nas figuras 6 e 7:

Figura 6 – PID falha LOE - ângulo( $^\circ$ ) x tempo(s)

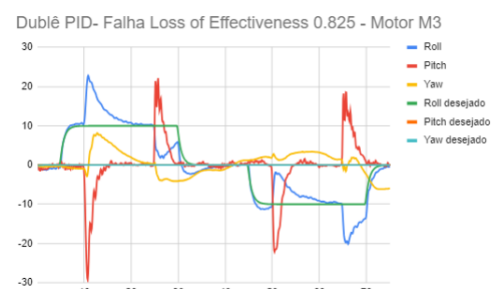
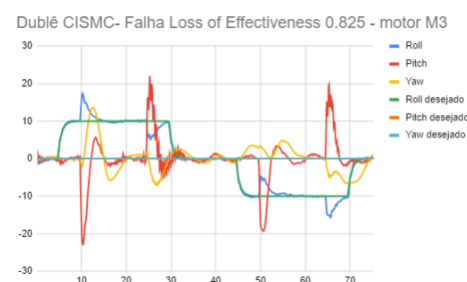


Figura 7 – CISMCM falha LOE - ângulo( $^\circ$ ) x tempo(s)



### Falha Saturação PWM

A falha de saturação limita o PWM do motor 3 a um valor pré definido dessa forma limitando a região de

ação do motor. Esse tipo de falha mostrou uma diferença significativa entre os dois controladores uma vez que o CISMCM foi capaz de suportar uma saturação de PWM de 20 unidades a menos que o PID além de também conseguir recuperar o drone de uma inclinação de quase 40°, podemos observar isso nas figuras 8 e 9:

Figura 8 – PID falha saturação- ângulo(°) x tempo(s)

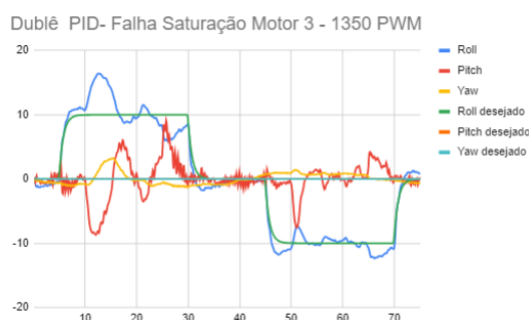
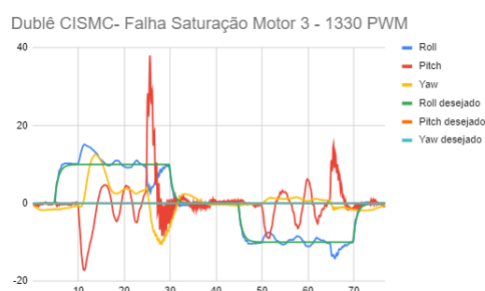


Figura 9 – PID falha saturação- ângulo(°) x tempo(s)



Os resultados obtidos com base nos testes realizados na plataforma foram satisfatórios e demonstraram a capacidade tanto da plataforma de suportar testes de movimentação e falhas do drone quanto a tolerância a falhas suportada por cada um dos controladores, porém para dados mais precisos faz-se necessário um melhor sistema de rolagem do drone no eixo de pitch a fim de evitar as oscilações geradas. Para mais detalhes dos ensaios experimentais, ver o vídeo no link a seguir: <https://youtu.be/xpPBXF9O0Fo?feature=shared>

## Conclusões

Como conclusão deste trabalho, foi possível implementar e testar com sucesso leis de controle tolerantes a falhas em um drone quadricóptero utilizando uma plataforma de três graus de liberdade. Os testes realizados evidenciaram o desempenho robusto do controlador CISMCM em relação ao PID, especialmente nas falhas de saturação de PWM e Loss of Effectiveness, demonstrando maior capacidade de recuperação e estabilidade. Embora ambos os controladores tenham apresentado comportamento

satisfatório, o CISMCM se destacou em condições de falha mais severas. Esses resultados são promissores para a aplicação de controle tolerante a falhas em drones, ampliando a segurança e a confiabilidade desses dispositivos em operações críticas. Para avanços futuros, melhorias no sistema de rotação no eixo de pitch poderão aumentar a precisão dos dados obtidos.

## Agradecimentos

O presente trabalho foi realizado com apoio da Fundação de Amparo à Pesquisa de Minas Gerais (FAPEMIG) por meio do Programa PIBIC da UNIFEI e do projeto APQ-01656-2021 sob a coordenação do Prof. Yohan Díaz. Agradecemos também à DiP da UNIFEI, Ao Grupo de Pesquisa VisCap pelo acesso às instalações e ao técnico de laboratório Thiago pelo auxílio no desenvolvimento da nova plataforma.

## Referências

- BALESTRIERI, E.; DAPONTE, P.; DE VITO, L.; PICARIELLO, F.; TUDOSA, I. Sensors and measurements for UAV safety: an overview. *Sensors*, v. 21, n. 24, p. 8253, 2021.
- WAITMAN, S.; ALWI, H.; EDWARDS, C. Flight evaluation of simultaneous actuator/sensor fault reconstruction on a quadrotor minidrone. *IET Control Theory & Applications*, v. 15, n. 16, p. 2095-2110, 2021.
- EZHIL, V. R. Sree; SRIRAM, B. S. Ranges; VIJAY, R. Christopher; YESHWANT, S.; SABAREESH, R. K.; DAKKSHESH, G.; RAFFIK, R. Investigation on PID controller usage on Unmanned Aerial Vehicle for stability control. *Materials Today: Proceedings*, v. 66, p. 1313-1318, 2022.
- DIAZ-MENDEZ, Yohan et al. **Conditional integrator sliding mode control of an unmanned quadrotor helicopter**. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, v. 236, n. 3, p. 458-472, 2022.
- Pinheiro, G. P., Fornasier, I. F., Bandeira, A. F., Cunha Júnior, S. S., & Méndez, Y. A. D. (2024). **Fault Tolerant Control for 3-DOF Quadrotors Using Continuous Sliding Mode Control**. *XII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM2024)*, Natal-RN, Brasil, 29 de julho a 2 de agosto de 2024.