

## Estratégia de Navegação Tolerante a Falha de Motores em Quadricópteros com Controle PID

Raif C. Gomes<sup>1</sup>, George André Pereira Thé<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Engenharia de Teleinformática– Universidade Federal do Ceará  
(UFC)

Caixa Postal 6007 – 60455-970 – Fortaleza – CE – Brazil

raif.carneiro@gmail.com, george.the@ufc.br

**Abstract.** *The growing interest on service robotics with the use and exploitation of unmanned aerial vehicles has revealed important issues related to safety and fail prevention during navigation. In this context, the present paper investigates the dynamics of an unmanned aerial vehicle of quadrotor type using PID controllers before a scenario of total failure in two opposite engines and analyses the existing relation between an equipment design issue and its navigation condition after such a failure. As a contribution, it is proposed and discussed from simulations a strategy to mitigate the mentioned failure by landing the quadrotor in a smoothly fashion. Experiments on a real device are in course and are expected to be shown at the conference.*

**Resumo.** *O crescente interesse em robótica de serviço com o uso e exploração de veículos aéreos não-tripulados tem revelado importantes questões relacionadas à segurança e à prevenção de falhas durante a navegação. Neste contexto, o presente artigo investiga a dinâmica de veículos aéreos não-tripulados do tipo quadricóptero usando controladores PID diante de um cenário de falha total em dois motores, e analisa a relação existente entre o desenho do equipamento e sua condição de navegação após a falha. Como contribuição, propõe-se e se discute, a partir de simulações, uma estratégia para mitigar a falha mencionada mediante o pouso suave do quadricóptero. Experimentos em um dispositivo real estão em curso e serão discutidos no encontro.*

### 1. Introdução

O progresso recente da indústria de microeletrônica com a oferta de sensores microeletromecânicos (MEMS), bem como aquela de produtos químicos, com a disponibilização de baterias eficientes tem levado a uma significativa difusão de robôs em diferentes contextos, para além do chão de fábrica. Isso deu razão à robótica de serviço, que já em 2012 era definida pela Federação Internacional de Robótica como o campo do conhecimento que compreende os robôs capazes de realizar tarefas para homens ou máquinas, excluídas as aplicações de automação. Neste contexto, na última década os veículos aéreos não-tripulados (VANT) atraíram bastante atenção pelo seu potencial uso em missões militares, bem como pelo largo espectro de aplicações comerciais em que podem ser usados.

Até o momento, o uso e exploração de VANT em ambientes públicos requer regulação, talvez porque haja questões relevantes e ainda abertas, as quais normalmente devem ser levadas em conta quando do projeto de produtos de engenharia; um exemplo

é a segurança de pessoas diante de falhas desses equipamentos. De fato, o crescente interesse em robótica de serviço tem pressionado o projeto de sistemas críticos de segurança [G.Lippiello and Serra 2014], especialmente rumo à realização de controladores de navegação tolerantes a falha.

Esta questão é um tópico recorrente na literatura recente. Enquanto parte da comunidade científica está interessada na perda parcial de eficiência dos motores [Ranjbaran and Khorasani 2010], outros artigos recentes consideraram a quebra completa de 1, 2 ou mesmo 3 motores do VANT. Este é o caso discutido [Mueller and D'Andrea 2014], em que a estabilização de voo é investigada teórica e experimentalmente. Em [A.Lanzon and Longhi 2014], os autores se concentram novamente na estabilização de voo, mas desta vez para o caso de perda de 1 motor apenas.

Muitos destes trabalhos lidam com o projeto de um controlador capaz de garantir condições seguras de navegação após o surgimento de uma falha. Essencialmente, o aparecimento de uma quebra marca a transição entre uma configuração em cascata de controladores PID (a ser discutida) e o uso daquilo que doravante será chamado controlador crítico (que provê segurança a falha).

Uma leitura mais atenta da bibliografia recente revela que a estratégia PID é frequentemente desprezada como uma escolha possível para o controlador crítico. Em nossa compreensão, contudo, isto merece uma discussão, uma vez que o PID é, de longe, a mais usada abordagem de controle em malha fechada, e não impõe dificuldades para realização em hardware.

Uma segunda questão que é considerada aqui é a influência do desenho geométrico do VANT em sua condição de navegação. A partir de simulações dinâmicas no domínio do tempo, discutiremos como o coeficiente de arrasto afeta a estabilização de um quadricóptero com falha em dois de seus motores.

Este trabalho está organizado como a seguir: seção II descreve as equações dinâmicas básicas do movimento de um quadricóptero, enquanto na seção III, por sua vez, traz resultados de simulação de uma tarefa de posicionamento, a qual é baseada na aproximação de pequena variação dos ângulos de orientação. Seção IV traz a discussão da quebra de dois motores e a proposição de uma técnica de segurança a falha. Finalmente, na seção V as conclusões são apresentadas.

## 2. Dinâmica de um Quadricóptero

Em uma configuração muito comum, um quadricóptero é uma estrutura cruzada de hastes contendo asas rotativas acionadas por 4 motores nas extremidades.

Controlando a velocidade e o sentido de rotação de cada motor, o veículo pode rotacionar sobre as três direções espaciais, dando origem a três ângulos característicos: guinada ( ), arfagem ( ) e rolagem ( ). O controle dos ângulos de arfagem e de rolagem levam à translação do veículo, ao passo que o controle da guinada está relacionado ao movimento circular (em torno do eixo  $z$ ), como apresentado na Figura 1.

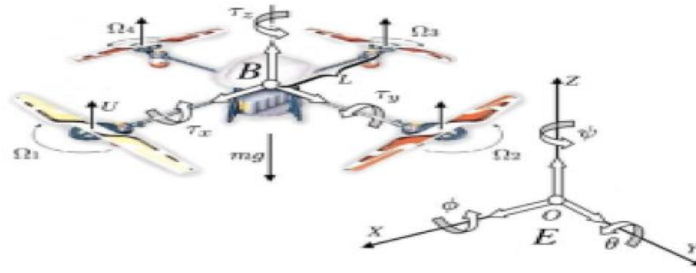


Figura 1: Sistema de coordenadas. Fonte: [Santana and Borges 2009].

De acordo com [Jirinec 2011], a dinâmica de um quadricóptero pode ser obtida a partir das equações da mecânica clássica para os momentos linear e angular, e se expressa como segue:

$$\ddot{x} = (\cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi + \sin\phi \cdot \sin\psi) \cdot \frac{1}{m} \cdot u_1 \quad (1)$$

$$\ddot{y} = (\cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \sin\psi - \sin\phi \cdot \cos\psi) \cdot \frac{1}{m} \cdot u_1 \quad (2)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\phi \cdot \cos\theta) \cdot \frac{1}{m} \cdot u_1 \quad (3)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \cdot \psi \cdot \frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{u_2}{I_x}; \ddot{\theta} = \dot{\phi} \cdot \psi \cdot \frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{u_3}{I_y}; \ddot{\psi} = \dot{\phi} \cdot \dot{\theta} \cdot \frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{u_4}{I_z} \quad (4)$$

Onde, 1)  $x, y, z$  são as coordenadas de posição; 2)  $\phi, \theta, \psi$  são os ângulos de atitude; 3)  $g$  representa a aceleração da gravidade; 4)  $b$  o coeficiente de empuxo; 5)  $l$  o comprimento das hastes; 6)  $u_1 \dots u_4$  as velocidade dos atuadores,  $I_x, I_y, I_z$  inércia rotacional,  $d$  coeficiente de arrasto das hélices e finalmente, 7)  $m$  massa do veículo.

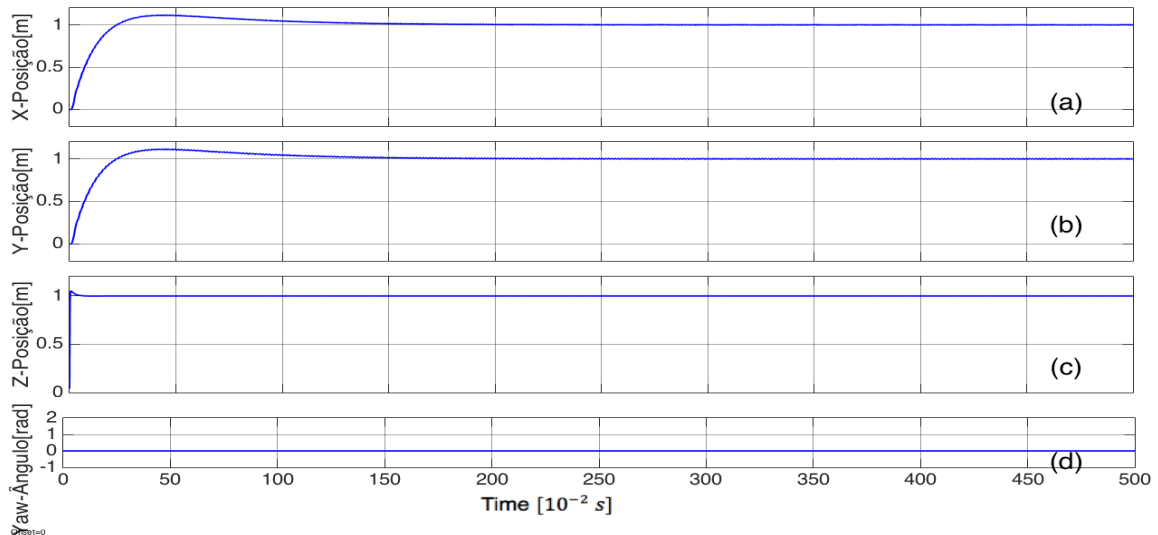
Equações (1)-(3) mostram que os deslocamentos vertical (ao longo do eixo  $z$ ) e o horizontal (no plano  $xy$ ) de um quadricóptero é uma função dos ângulos de guinada, arfagem e rolagem. Os sinais de controle  $u_1 \dots u_4$  que aparecem no conjunto de equações(4) acima representam torque e, como tal, têm uma relação direta com a geometria do equipamento, bem como com a velocidade dos motores, conforme equações (5)-(6) a seguir. Ressalte-se que esta formulação segue a de [Al-Omari 2013].

$$u_1 = b \cdot (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2); u_2 = b \cdot l \cdot (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (5)$$

$$u_3 = b \cdot l \cdot (\Omega_1^2 - \Omega_3^2); u_4 = d \cdot (\Omega_4^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (6)$$

### 3. Validação do Controle

Com o propósito de ilustrar a arquitetura de controle proposta, consideramos a situação hipotética de uma navegação iniciando em  $(x=0, y=0, z=0)$ , e terminando em  $(x=1, y=1, z=1)$ . Os resultados da simulação para este teste estão mostrados na Figura 2.



**Figura 2: Resposta dinâmica do quadricóptero após o passo unitário de posicionamento em três coordenadas espaciais.**

É importante mencionar que nesta análise foi aplicada uma aproximação de pequena variação para os ângulos de orientação. Esta assunção permite desacoplar as equações (1)-(4), as quais passam a ser reescritas conforme:

$$\ddot{x} = \theta \frac{1}{m} \cdot u_1; \ddot{y} = -\phi \frac{1}{m} \cdot u_1; \ddot{z} = -g + \frac{1}{m} \cdot u_1 \quad (7)$$

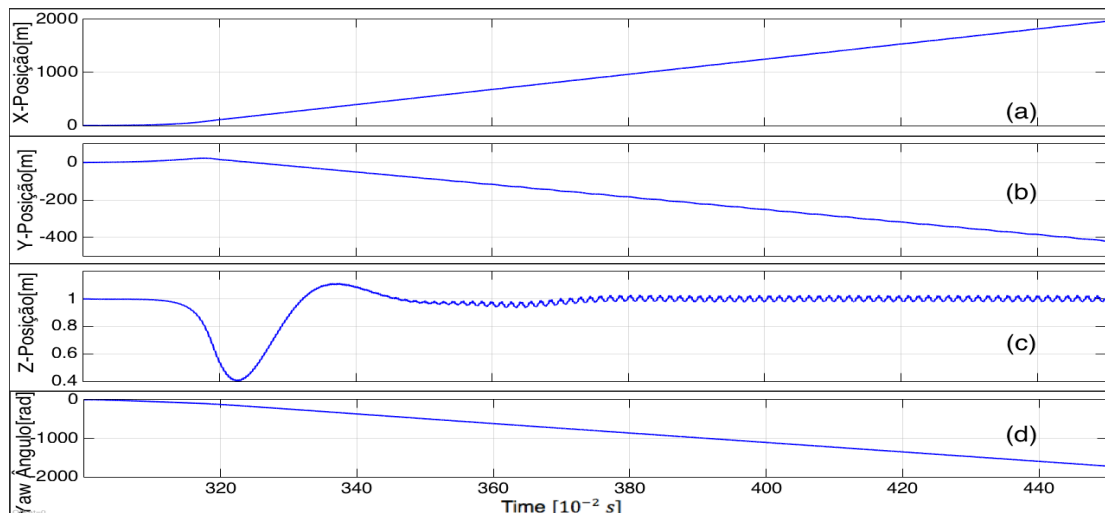
$$\ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_x}; \ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_y}; \ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_z} \quad (8)$$

Embora esta assunção seja crucial para o controle do quadricóptero, ela limita a validade das equações dinâmicas a ambientes estruturados. Em outras palavras, o modelo falha quando o ambiente sofre com fortes ventos, situação na qual considerar nula a variação do ângulo de orientação deixa de ser razoável.

## 4. Estudo de Sub-excitação

### 4.1. Desempenho do PID sob Falha de Motor

Com o objetivo de investigar como o controle PID se comporta sob falha de motor, simulamos o cenário de quebra de 2 motores não-adjacentes. Eis o procedimento: 1) o VANT em pleno funcionamento foi inicialmente posicionado em (x=0,y=0,z=0); 2) a seguir, ele atinge a coordenada z=1 metro acima do solo; 3) depois disso, 2 motores não-adjacentes são levados a velocidade de rotação nula; 4) finalmente, as séries temporais das variáveis de posição e orientação do veículo são armazenadas desde o início do ensaio, até muito tempo após a quebra. Esta metodologia foi inspirada na recente contribuição de [Mueller and D’Andrea 2014]. Os resultados deste teste estão na Figura 3.



**Figura 3: Resposta dinâmica do quadrrrotor após a perda de 2 motores.**

Pela Figura 3 pode-se ver que há uma divergência numérica no controle de posição ao longo dos eixos x e y, mas que ainda se consegue controle vertical. Isto pode ser associado ao surgimento de um movimento de rotação em torno do eixo-z, o que faz com que a dinâmica dos ângulos de orientação esteja acoplada. Para ver isto, note que, para um quadrrrotor estabilizado e em pleno funcionamento,  $u_4=0$ . Mais ainda, perceba como a segunda parte da equação (6) influencia na última parte da equação (4) quando  $u_2=u_4=0$ . Tal acoplamento é a razão pela qual a abordagem PID monovariável usada falha e, uma vez que  $u_2$  e  $u_4$  agora dependerão de  $u_1$  e  $u_3$  na equação (1-2), um controle multivariável é recomendável.

Embora vários artigos discutam a estabilização de voo mesmo com perda de 1 ou 2 motores, a solução geralmente aparece às custas do projeto de um controle robusto, como o regulador linear quadrático (LQR) de [Mueller and D’Andrea 2014] e [A.Lanzon and Longhi 2014]. O estudo desta estratégia é deixada para trabalho futuro, visto que nosso interesse atual é entender se o PID pode ser adotado como controlador crítico.

#### 4.2. Influência da geometria

Uma inspeção na Figura 3d revela que o quadrrrotor gira sobre o eixo z quando uma falha de dois motores ocorre. Uma vez que agora as equações dinâmicas estão acopladas, o aumento na magnitude de  $u_1$  leva a um aumento monotônico de posição nas coordenadas do eixo x e y. Mais ainda, aparece uma incerteza na altura do veículo (veja Figura 3c). Uma questão natural que se pode fazer a este ponto é como mitigar este fenômeno. É possível manter a velocidade de rotação em torno do eixo z em níveis aceitáveis, de modo que a assunção de pequena variação dos ângulos ainda seja aplicável? É possível reduzir a flutuação observada na posição vertical?

Bem, a segunda questão estudada neste artigo é a influência da geometria do VANT nas suas condições de navegação sob falha. De acordo com [Maxemow 2009], a força de arrasto é relacionada à forma, à velocidade e às propriedades do material que compõe o objeto de interesse. Para movimento rotacional, tal qual aquele de um quadrrrotor, o arrasto aerodinâmico representa um torque de resistência, o qual é, de acordo com [Mueller and D’Andrea 2014], dependente da velocidade rotacional. Esta proporcionalidade é expressa como  $\frac{1}{I_z}$ , em que  $C_d$  é um coeficiente de arrasto em

N.m.s. Este termo pode ser adicionado à última parcela da equação (4), que agora assume a forma:

$$\ddot{\psi} = -\frac{\gamma \cdot \psi}{I_z} + \dot{\phi} \cdot \dot{\theta} \frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{u_4}{I_z} \quad (9)$$

Uma inspeção na Equação 9 revela que, quanto menor for  $\gamma$ , mais rapidamente o veículo gira em torno de seu eixo-z. A solução das equações dinâmicas revela que, neste cenário de coeficiente de arrasto reduzido, a incerteza na posição vertical também diminui. Portanto, o caminho para garantir precisão no posicionamento vertical é buscar uma conveniente estrutura para o VANT que apresente baixo arrasto aerodinâmico. Nos resultados apresentados na Figura 4, o limite inferior de  $0.03$  N.m.s representa o caso limite abaixo do qual aparecem problemas numéricos na resolução da dinâmica.

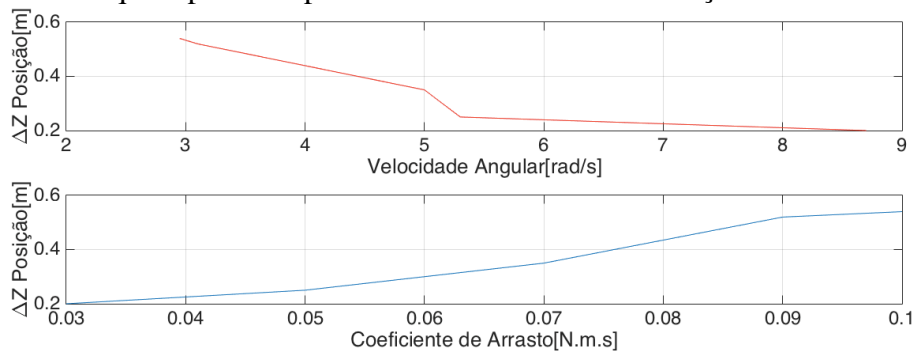


Figura 4: Influência do coeficiente de arrasto na posição vertical.

Para responder parcialmente às perguntas iniciais, consideramos duas geometrias diferentes para as hastes, uma de seção circular, e outra de seção transversal quadrada. Aplicando a fórmula do arrasto aerodinâmico, encontra-se que as hastes cilíndricas apresentam menor força de arrasto. Para fazer uma comparação, considere uma velocidade de rotação de  $-3$  rad/s e uma haste de  $0.03\text{m} \times 0.03\text{m} \times 0.6\text{m}$  com perfil retangular, bem como uma outra de perfil cilíndrico, com mesmo comprimento ( $0.6\text{m}$ ) e tendo diâmetro de seção transversal igual a  $0.03\text{m}$ . Neste caso, a forma cilíndrica oferece um arrasto 1.3 vezes superior.

Esta discussão evidencia que quadricópteros com hastes em formato cilíndrico apresentam menos incerteza no posicionamento vertical quando há falha nos motores.

### 4.3. Técnica de Fail-safe

Ciente do fato que o posicionamento no plano xy não é mais possível (o veículo divaga, conforme simulações), e para evitar avarias e acidentes, é recomendável que o quadricóptero pouse. Destacamos que quanto mais rápido ele pousar, menor será o deslocamento sofrido no plano xy após a quebra. Para atender estas exigências, propomos um algoritmo capaz de detectar a falha e chavear para um controlador crítico, como descrito a seguir:

1) a estratégia de *fail-safe* é disparada sempre que a velocidade rotacional em torno do eixo-z passar de  $-2$  rad/s; 2) o set-point dos ângulos de rolagem e arfagem é ajustado para zero; 3) o *set-point* para controle de altitude é dinamicamente alterado de acordo com uma função de decaimento exponencial.

Na estratégia acima, o passo 2 é necessário para prevenir a ocorrência de *flipping*, o que tornaria impossível a tarefa de pousar o veículo. Por outro lado, o passo 3 é necessário para garantir pouso conveniente na vizinhança da região onde a falha

inicialmente ocorre, de modo que a velocidade de aproximação à terra seja quase nula.

O algoritmo acima foi simulado e os resultados são apresentados nas Figuras 5 e 6. O veículo estava inicialmente em funcionamento e, então, no instante  $t=300$  s efetuamos o desligamento de 2 motores, levando  $\dot{z} = \dot{v} = 0$  a zero nas equações (5)-(6). A partir da Figura 5, vemos o quadricóptero inicialmente em  $z=1$  m e, após o pico de velocidade vertical devido ao disparo do cenário de falha, ele é desacelerado, lentamente alcançando o solo após 4 segundos.

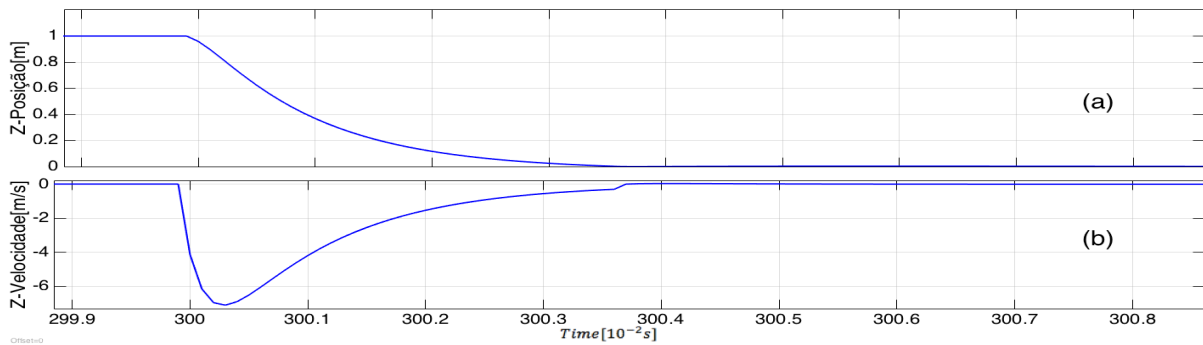


Figura 5: Simulação dinâmica de pouso quando usado o fail-safe descrito.

Como mencionado anteriormente, a rapidez de tal decaimento exponencial é essencial para limitar o desvio horizontal quando o veículo começa a divagar. Para investigar esta questão, na Figura 6 é traçado o comportamento do desvio horizontal como função da rapidez da trajetória de decaimento exponencial. A região de interesse é a parte inferior esquerda do gráfico, que significa, na prática, um pouso completamente vertical.

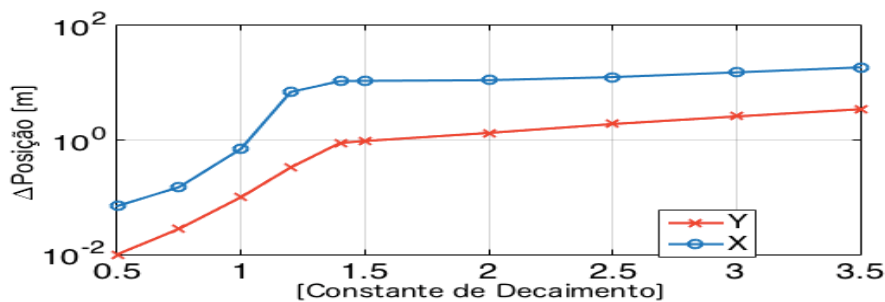


Figura 6: Influência da taxa de decaimento da trajetória exponencial no desvio da posição horizontal.

## 5. Conclusão

Neste artigo levantamos a questão do controle da estabilização de voo em VANT com falha de excitação. Explicamos que a estratégia PID é ineficiente para garantir navegação segura após a ocorrência de falha dupla de motores, mas pode ser utilizada em conjunto com uma técnica de fail-safe. Um algoritmo deste tipo foi proposto e usado para investigar o desempenho do voo do veículo quando ele é usado e mostrar como ele divaga quando é omitido. Este cenário de falha foi adicionalmente investigado a partir da seção transversal das hastes do veículo. A este respeito, mostramos que há uma incerteza na altitude e que esta incerteza se reduz conforme o arrasto aerodinâmico

atinge baixos valores, o que é favorecido pela adoção de hastes de perfil cilíndrico. No que diz respeito ao desempenho da técnica de *fail-safe*, por sua vez, nossa abordagem consiste em forçar uma trajetória tipo exponencial para o controle de posição vertical, e os resultados sugerem que a taxa de decaimento da trajetória deve ser feita rápida o suficiente para garantir um pouso seguro e quase vertical após a falha, com velocidade de aproximação do solo quase nula. Como trabalho futuro, estamos embarcando o algoritmo proposto em um VANT e resultados da prova de conceito serão apresentados em caso de aceitação do artigo.

## 6. Agradecimentos

Os autores agradecem a CAPES pelo suporte financeiro e a Fundação NUTEC, pelo apoio administrativo.

## Referências

- A. Lanzon, A. F. and Longhi, S. (2014). Flight control of a quadrotor vehicle subsequent to a rotor failure. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 37(2):580–591.
- Al-Omari, M. A. R. (2013). Integrated simulation platform for indoor quadrotor applications. In *Proceedings of the 9th International Symposium on Mechatronics and its Applications (ISMA13)*, pages 1–6.
- G. Lippiello, F. R. and Serra, D. (2014). Emergency landing for a quadrotor in case of a propeller failure: A backstepping approach. In *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 4782–4788. IEEE.
- Jirinec, T. (2011). Stabilization and control of unmanned quadcopter. Master's thesis, Master of Science in Space Engineering-Czech Technical University, Prague.
- Maxemow, S. (2009). That's a drag: The effects of drag forces. *Undergraduate Journal of Mathematical Modeling*.
- Mueller, M. W. and D'Andrea, R. (2014). Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers. In *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2014)*, pages 45–52. IEEE.
- Ranjbaran, M. and Khorasani, K. (2010). Fault recovery of an under-actuated quadrotor aerial vehicle. In *Proceedings of the 49th IEEE Conference on Decision and Control*, pages 4385–4392. IEEE.
- Santana, P. H. Q. A. and Borges, G. A. (2009). Modelagem e controle de quadrirotores. In *Proceedings of the Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente (SBAI 2009)*, pages 1–6.