

Controle de Veículos Aéreos Não Tripulados via Método ADRC Sob Um Novo Paradigma

Natanael da Cunha Pinto * Josiel Alves Gouvêa *
Alessandro Rosa Lopes Zachi **

* Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca
(CEFET/RJ), RJ.

Núcleo de Pesquisa em Mecatrônica (NUPEM), Nova Iguaçu, RJ
(e-mail: natanaelcunha38@gmail.com; josiel.gouvea@cefet-rj.br).

** Programa de Pós-graduação em Engenharia Elétrica (PPEEL)
Laboratório de Controle e Automação (LACEA), Maracanã, RJ
(e-mail: alessandro.zachi@cefet-rj.br).

Abstract: The aim of this paper is to propose a trajectory tracking control system for a quadrotor-type unmanned aerial vehicle (UAV) based on the Active Disturbance Rejection Control (ADRC) technique. The adopted ADRC method is defined in terms of a Novel Paradigm, which establishes a change on the Extended State Observer (ESO) in order to provide a feedback control law using only one estimated state from the ESO. A cascade control strategy is used, that is composed by one internal controller, which is responsible for the rotational subsystem, and one external controller, which is responsible for the translational movements. Simulation results are presented for illustrating the efficiency of the proposed control strategy.

Resumo: Neste trabalho propõe-se um sistema de controle de trajetória de um veículo aéreo não tripulado, do tipo quadricóptero, baseado na técnica de controle ADRC (do inglês *Active Disturbance Rejection Control*). O método ADRC adotado é definido em termos de um Novo Paradigma, no qual se estabelece uma alteração na definição do Estimador de Estados de Ordem Estendida, ou simplesmente ESO (do inglês *Extended State Observer*), de forma a projetar o sinal da lei de controle utilizando apenas uma única estimativa do observador. O controle do veículo proposto é realizado com a aplicação da técnica de controle em cascata, composta por um controlador interno responsável pelo subsistema rotacional, e um controlador externo responsável pela movimentação translacional. Resultados de simulação são apresentados para ilustrar o desempenho da estratégia de controle proposta no sistema de voo do veículo.

Keywords: Unmanned aerial vehicle (UAV); ADRC method; New paradigm; Trajectory tracking; Flight control.

Palavras-chaves: Veículo aéreo não tripulado (VANT); Método ADRC; Novo paradigma; Rastreamento de trajetória; Controle de voo.

1. INTRODUÇÃO

Sistemas de controle que buscam robustez às incertezas nos parâmetros das plantas vêm sendo alvo de várias pesquisas nos últimos anos dentro área da engenharia de controle. Mais especificamente, busca-se robustez à variação de massa/carga do sistema, ao erro de modelagem, ao desgaste dos componentes de forma que alterem os valores dos parâmetros dinâmicos, às mudanças na estrutura, etc. Neste contexto, o sistema de controle deve ser desenvolvido para garantir a estabilidade e convergência em malha fechada. Um dos métodos mais conhecidos para tal é o Controle com Rejeição Ativa de Distúrbios (do inglês, *Active Disturbance Rejection Control* - ADRC) (Han, 1998), o qual é baseado na utilização de um observador estendido (*Extended State Observer* - ESO) juntamente com uma lei de controle por realimentação de estados parametrizada na forma padrão. Essa estrutura possibilita

não só a estimação dos estados da planta, mas também de seus sinais não mensuráveis.

Neste artigo, é utilizada um extensão do ADRC, proposta em (Gouvêa et al., 2020) e denominada ADRC com Novo Paradigma, que tem como característica principal a alteração da estrutura do ESO padrão para que a lei de controle seja implementada utilizando apenas uma única estimativa do observador, ao contrário do método ADRC tradicional, que utiliza todos os estados estimados. O método descrito é aplicado no sistema de controle automático de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), popularmente conhecido como drone, através de simulação matemática.

Existem vários tipos de drones na indústria, porém o modelo escolhido é do tipo quadricóptero, que é bem conhecido. Esse tipo de drone possui quatro propulsores, que atuam de forma a provocar uma força de empuxo e torques, viabilizando o voo. Um VANT é normalmente aplicado em operações perigosas e repetitivas em ambientes hostis e/ou

de difícil acesso. Muitos desses veículos ganharam utilidade entre a população civil e conquistaram cada vez mais espaço no ambiente comercial. Essas aplicações englobam, por exemplo, pesquisas ambientais remotas, monitoração e certificação de poluição, oceanografia, agricultura, pesca, entre outras. Além disso, os drones também são comumente utilizados em operações militares (Furtado et al. (2008); Silva (2014)). Portanto, é possível perceber que a utilização de drones ao redor do mundo é altamente demandada, e, com isso, há a necessidade do desenvolvimento de técnicas de controle de voo para veículos não tripulados cada vez mais eficientes e de fácil aplicação.

O projeto de controle automático de voo para quadricópteros é amplamente pesquisado pela comunidade de controle (Bonna et al. (2016); Bouabdallah and Siegwart (2007); Ha and Park (2020); Zhang et al. (2019)) e é uma situação comum que, na maioria das aplicações, seja difícil estabelecer modelos matemáticos precisos para descrever o sistema completamente. Portanto, alguns termos da sua equação dinâmica podem não ser bem conhecidos, além dos distúrbios externos, que também costumam estar presentes durante o voo de um veículo aéreo. Todas essas características do drone tornam relevante a utilização de um controlador robusto à dinâmica não modelada e distúrbios externos.

Portanto, o objetivo deste artigo é utilizar o método ADRC com Novo Paradigma, aproveitando a sua característica de robustez à dinâmica não modelada e distúrbios externos, no controle automático de voo de um quadricóptero para realização de uma tarefa de rastreamento de trajetória. É utilizada uma estratégia em cascata, a qual consiste em dividir o modelo dinâmico do drone em dois subsistemas em série, sendo um responsável pelo movimento rotacional e outro pelo movimento translacional.

Este artigo está organizado da seguinte forma: Na Seção 2, é apresentado o ADRC com Novo Paradigma, onde as propriedades de rastreamento de trajetória são analisadas matematicamente. Na Seção 3, são apresentadas as equações dinâmicas que descrevem o movimento do quadricóptero. A estratégia de controle em cascata e a sua aplicação no quadricóptero são apresentados na Seção 4. Na Seção 5, são apresentados os resultados de simulação computacional para confirmar a eficiência da estratégia. Por fim, na Seção 6, são feitas as conclusões finais.

2. CONTROLADOR ADRC COM NOVO PARADIGMA

Considere a classe de plantas não-lineares de segunda ordem com parâmetros dinâmicos incertos descritas por

$$\ddot{y} + a_1\dot{y} + a_0y + d(t) = bu(t), \quad (1)$$

onde a_1 e a_0 são constantes reais chamadas de parâmetros incertos da planta, $d(t)$ é o distúrbio que engloba não-linearidades do sistema e as perturbações na entrada, $u(t)$ é o sinal de entrada da planta, y é o sinal de saída da planta, e b é uma constante com sinal conhecido, normalmente nomeada como coeficiente de controle. É possível observar que a planta em (1) pode ser reescrita na forma

$$\ddot{y} = bu(t) + f, \quad (2)$$

$$f = -a_1\dot{y} - a_0y - d(t), \quad (3)$$

Definindo-se o erro de rastreamento como $e = y - y_r$, sendo y_r um sinal de referência limitado e suave, então a equação dinâmica do erro toma a forma

$$\ddot{e} + \lambda_1\dot{e} + \lambda_0e = g(t) + bu(t), \quad (4)$$

na qual $g(t)$, denominado de *distúrbio generalizado*, é descrito por

$$g(t) = (\lambda_1 - a_1)\dot{e} + (\lambda_0 - a_0)e - \ddot{y}_r - a_1\dot{y}_r - a_0y_r - d(t). \quad (5)$$

Conclui-se então que, escolhendo as constantes de projeto λ_0 e λ_1 de forma que a parte homogênea da equação (4) seja estável, pode-se propor a lei de controle estabilizante

$$u = -\left(\frac{1}{b}\right)g(t). \quad (6)$$

No entanto, para implementar a lei de controle (6) é necessário o conhecimento de $g(t)$. Portanto, sendo este desconhecido, é impossível implementar (6) diretamente. Para resolver esse problema, uma versão linear do ADRC, denominada LADRC (*Linear Active Disturbance Rejection Control*), é apresentada em (Gao et al., 2001), onde é utilizado um Observador de Ordem Estendida (ESO) para estimar o distúrbio generalizado $g(t)$. No entanto, o ESO obtido não apresenta boa robustez à variação no coeficiente de controle b da planta. Para superar essa limitação, em (Zachi et al., 2019) é proposta uma alteração na estrutura entrada/saída da planta de forma que a estimativa de $g(t)$ englobe também o coeficiente de controle. Neste trabalho, é utilizado um novo paradigma do ADRC, proposto em (Gouvêa et al., 2020), que também apresenta boa robustez à variação de b , tendo a vantagem de ser mais simples de implementar, quando comparado com o ADRC modificado.

2.1 Novo Paradigma ADRC

Considere, por motivos que ficarão mais claros adiante, uma mudança de variável em (6) de forma que o sinal de controle seja definido como

$$u = \left(\frac{\beta}{b}\right)v, \quad (7)$$

sendo β uma constante positiva e v a nova variável de controle. Então, substituindo (7) em (4):

$$\ddot{e} + \lambda_1\dot{e} + \lambda_0e = g + \beta v. \quad (8)$$

Na abordagem tradicional do ADRC, é utilizado um ESO onde o distúrbio generalizado $g(t)$ é considerado uma variável do vetor de estados estendido. Aqui, é utilizada a configuração do ESO proposta em (Gouvêa et al. (2020)), que consiste em: (i) considerar $v(t)$ como a variável de estado estendida a ser estimada; (ii) considerar $g(t)$ como o sinal de entrada.

Mesmo adotando-se a abordagem descrita, o projeto do ESO vai ser realizado conforme o procedimento tradicional proposto em (Gao et al., 2001). A diferença está na lei de controle v para a planta, a qual é gerada diretamente por uma única variável de estado do ESO, substituindo a realimentação de estados tradicionalmente empregada. Para efeito ilustrativo, a Fig. 1 mostra os diagramas das implementações ADRC tradicional e a utilizada neste trabalho (ADRC com *Novo Paradigma*). Nessa nova abordagem, o vetor de estados estendido é definido por

$$Z = [z_1, z_2, z_3]^T = [e, \dot{e}, v]^T \quad (9)$$

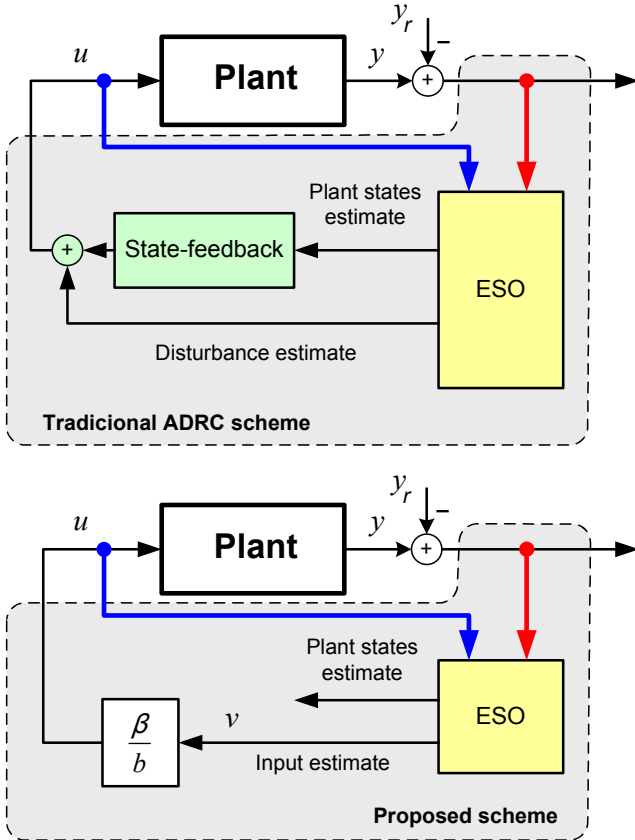


Figura 1. Diagramas ilustrativos das implementações do ADRC com Abordagem tradicional e com abordagem proposta em (Gouvêa et al., 2020).

Com isso, a representação de (8) na forma canônica controlável é:

$$\dot{Z} = \begin{bmatrix} \overbrace{0}^{A_1} & 1 & 0 \\ -\lambda_0 & -\lambda_1 & \beta \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} Z + \begin{bmatrix} \overbrace{0}^{\bar{\Lambda}} \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} g(t) + \begin{bmatrix} \overbrace{0}^{\Lambda} \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \hat{v}, \quad (10)$$

$$e = \begin{bmatrix} \overbrace{1}^{C_1} & 0 & 0 \end{bmatrix} Z. \quad (11)$$

Logo, o ESO é proposto como:

$$\begin{cases} \dot{\hat{Z}} = A_1 \hat{Z} + \Lambda \hat{v} + L(e - \hat{e}), \\ \hat{e} = C_1 \hat{Z}. \end{cases} \quad (12)$$

Sendo o erro de estimação definido por $\tilde{Z} = Z - \hat{Z}$, pode-se concluir, a partir de (10) e (12), que

$$\begin{cases} \dot{\tilde{Z}} = \underbrace{(A_1 - LC_1)}_{A_m} \tilde{Z} + \bar{\Lambda} g, \\ \tilde{e} = C_1 \tilde{Z}. \end{cases} \quad (13)$$

2.2 Estrutura do sistema planta-ESO-controlador

A partir de (13), sabe-se que a função de transferência $M_3(s) = \frac{\tilde{z}_3}{g}$ é

$$M_3(s) = \frac{-L_3}{s^3 + (\lambda_1 + L_1)s^2 + (\lambda_1 L_1 + L_2 + \lambda_0)s + \beta L_3}. \quad (14)$$

Pode-se observar, pelo polinômio do denominador de $M_3(s)$, que os ganhos L_1 , L_2 e L_3 do observador podem ser escolhidos de acordo com o polinômio estável ($\omega_0 > 0$)

$$(s + \omega_0)^3 = s^3 + 3\omega_0 s^2 + 3\omega_0^2 s + \omega_0^3, \quad (15)$$

sendo

$$\begin{cases} 3\omega_0 = \lambda_1 + L_1, \\ 3\omega_0^2 = \lambda_1 L_1 + L_2 + \lambda_0, \\ \omega_0^3 = \beta L_3. \end{cases} \quad (16)$$

Lembrando que $\tilde{z}_3 = v - \hat{v}$, então

$$\hat{v} = v - M_3(s)g. \quad (17)$$

Derivando (17) em relação ao tempo,

$$\dot{\hat{v}} = \dot{v} - M_3(s)\dot{g}. \quad (18)$$

Lembrando que $\tilde{z}_1 = \tilde{e}$, $\hat{z}_3 = \hat{v}$ e $\dot{\hat{z}}_3 = \dot{\hat{v}} + L_3 \tilde{e}$ (vide (12)), sabe-se que o termo $M_3(s)g$ pode ser substituído, ou seja,

$$\dot{\hat{v}} = \dot{v} - \underbrace{M_3(s)\dot{g}}_{-L_3 \tilde{z}_1} = \dot{v} + L_3 \tilde{z}_1. \quad (19)$$

Pode-se notar, a partir de (14), (15) e (16), que

$$M_3(s) = -\frac{L_3}{(s + \omega_0)^3}. \quad (20)$$

Portanto, para valores de frequência ω no início da banda passante do ESO (ou seja, $\omega \ll \omega_0$), a função $M_3(s)$ pode ser aproximada por

$$M_3(s) \approx -\frac{L_3}{\omega_0^3} = -\frac{1}{\beta}. \quad (21)$$

Assim, revisitando (17), tem-se

$$v - \hat{v} \approx -\left(\frac{1}{\beta}\right)g. \quad (22)$$

Observe, na equação da planta (8), que a expressão (22), sem o termo \hat{v} , corresponde à lei de controle ideal que promove a convergência do erro de saída para zero. Logo, é necessário garantir que \hat{v} tenda para zero a fim de se obter a lei de controle desejada. Revisitando (19), conclui-se que isto pode ser alcançado definindo a seguinte lei de formação para \hat{v} :

$$\dot{\hat{v}} = -K\hat{v} - L_3 \tilde{z}_1, \quad K > 0, \quad (23)$$

sendo $K \in \mathbb{R}$ uma constante de ajuste. Substituindo (23) em (19), tem-se

$$\dot{\hat{v}} = -K\hat{v}, \quad (24)$$

o que garante a convergência exponencial de \hat{v} para zero, a limitação de $\hat{v} \forall t e$

$$v \approx -\frac{1}{\beta}. \quad (25)$$

Nota-se, a partir de (18), que a convergência exponencial de \hat{v} para $-L_3 \tilde{z}_1 = M_3(s)\dot{g}$ também é garantida pela análise de (24), cujo tempo de convergência pode ser ajustado pelo parâmetro K . Finalmente, basta integrar (23) para obter a lei de controle desejada

$$v = -\int (K\hat{v} + L_3 \tilde{z}_1) dt. \quad (26)$$

Observe que (26) também pode ser descrita por

$$v = -K \int \hat{v} dt + M_3(s)g. \quad (27)$$

O sinal de controle original u pode então ser computado utilizando (7), ou seja

$$u = -\frac{\beta}{b} \int (K\hat{v} + L_3\tilde{z}_1) dt. \quad (28)$$

2.3 Análise de estabilidade

Foram consideradas as seguintes hipóteses para a análise de estabilidade:

(H1): Os coeficientes da planta a_0, a_1 têm um limitante superior conhecido $\Gamma_0 > 1$, portanto, $\Gamma_0 > \max(|a_1|, |a_0|)$.

(H2): As máximas frequências dos espectros da perturbação d e do sinal de referência y_r são, respectivamente, limitadas superiormente por constantes conhecidas $\omega_M > 0$ e $\omega_R > 0$.

(H3): A trajetória de referência desejada y_r e o distúrbio externo d são funções suaves e limitadas tais que $R_y > |y_r(t)|$ e $D > |d(t)| \forall t$ onde $R_y > 0 \in \mathbb{R}$ e $D > 0 \in \mathbb{R}$ são constantes conhecidas.

À partir de (23), sabe-se que

$$\dot{v} = -K\hat{v} - L_3(e - \hat{e}), \quad (29)$$

que pode ser descrita, sabendo-se que $\tilde{Z} = Z - \hat{Z}$, por

$$\dot{v} = -\overbrace{[0 \ 0 \ K]}^{\bar{K}} Z - \overbrace{[L_3 \ 0 \ -K]}^{\bar{K}_1} \tilde{Z}. \quad (30)$$

Substituindo (30) em (10), pode-se concluir que a representação no espaço de estados do sistema em malha fechada é

$$\begin{bmatrix} \dot{Z} \\ \dot{\tilde{Z}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_m - \Lambda\bar{K} & -\Lambda\bar{K}_1 \\ 0 & A_m - LC_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \tilde{Z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{\Lambda} \\ \bar{\Lambda} \end{bmatrix} g. \quad (31)$$

Calculando a função de transferência $V(s) = N(s)/D(s)$ entre a perturbação g e o estado $Z_1 = e(t)$, tem-se

$$N(s) = (s + K) [s^3 + (L_1 + \lambda_1)s^2 + (\lambda_0 + L_1\lambda_1 + L_2)s], \quad (32)$$

$$D(s) = \det [sI - (A_m - G\bar{K})] \det [sI - (A_m - LC_1)]. \quad (33)$$

Expandindo (33),

$$D(s) = (s + K) (s^2 + \lambda_1 s + \lambda_0) D_c(s), \quad (34)$$

na qual $D_c(s)$ é definida por

$$D_c(s) = s^3 + (\lambda_1 + L_1)s^2 + (\lambda_1 L_1 + L_2 + \lambda_0)s + \beta L_3. \quad (35)$$

Note que $N(s)$ e $D(s)$ compartilham o mesmo fator polinomial estável $(s + K)$, que pode ser cancelado. Portanto, embora K seja usado para assegurar $\hat{v} \rightarrow 0$, este não influencia no desempenho do erro de rastreamento $e(t)$, pois corresponde à um modo não observável da função de transferência em malha fechada $V(s)$. Então, obtém-se

$$e(t) = \underbrace{\left[\frac{s^3 + 3\omega_0 s^2 + 3\omega_0^2 s}{(s + \gamma)^2 (s + \omega_0)^3} \right]}_{V(s)} g, \quad (36)$$

na qual $(s + \gamma)^2 = s^2 + \lambda_1 s + \lambda_0$. Observe que a perturbação g em (5) pode ser descrita por $g = \zeta(s)e(t) - \sigma(s)y_r - d$, na qual $\zeta(s) = (\lambda_1 - a_1)s + (\lambda_0 - a_0)$ e $\sigma(s) = s^2 + a_1 s + a_0$. Note que, considerando a Hipótese (H1), pode-se escolher γ tal que $(\lambda_1, \lambda_0) \gg \Gamma_0$. Neste caso, tem-se $\zeta(s) \approx \lambda_1 s + \lambda_0$. Então, substituindo $\zeta(s)$ e $\sigma(s)$ em (36) e após uma manipulação algébrica, chega-se em

$$e(t) = \overbrace{\left[\frac{(s + \omega_0)^3 - \omega_0^3}{s^2 (s + \omega_0)^3 + \omega_0^3 (\lambda_1 s + \lambda_0)} \right]}^{G_2(s)} [\sigma(s)y_r + d]. \quad (37)$$

A estabilidade do polinômio $R(s) = s^2(s + \omega_0)^3 + \omega_0^3(\lambda_1 s + \lambda_0)$, no denominador de (37), pode ser estudada construindo a correspondente matriz de Hurwitz e observando que, se $\omega_0 > 0$ for escolhido grande o suficiente, todos os seus menores principais $\Delta_k > 0$, ($k = 1, \dots, 5$), serão positivos. Neste caso, a função de transferência (37) será assintoticamente estável. Além disso, considerando a Hipótese (H2), note que se $\omega_0 \gg (\omega_M, \omega_R)$, então pode-se considerar $\omega_0 \gg s$ em $G_2(s)$. Neste caso, tem-se:

$$G_2(s) = \frac{3s}{\omega_0(s + \gamma)^2},$$

o pólo em γ determinará o desempenho do sistema e $|e(t)|$ tenderá para um conjunto residual de ordem $\mathcal{O}(1/\omega_0)$ se a Hipótese (H3) for satisfeita. Além disso, se y_r e d forem constantes, então $|e(t)| \rightarrow 0$.

O Teorema a seguir, demonstrado em mais detalhes em (Gouvêa et al., 2020), resume o desenvolvimento acima.

Teorema 1. Considere o sistema de controle composto pela planta (1), pelo observador (12) e pela lei de controle (28). Se as Hipóteses (H1), (H2) e (H3) forem satisfeitas e (i) $K > 0$; (ii) $\gamma > 0$ for escolhido de forma que $(\lambda_1, \lambda_0) \gg \Gamma_0$; (iii) $\Omega_0 \gg (\omega_M, \omega_R)$; então as seguintes propriedades são válidas para o sistema em malha fechada:

- (1) todos os sinais são uniformemente limitados $\forall t$;
- (2) o erro de rastreamento $|e(t)|$ tende para um conjunto residual de ordem $\mathcal{O}(1/\omega_0)$;
- (3) γ será o polo dominante e determinará o desempenho do sistema em malha fechada.

Corolário 2. Se o distúrbio externo d e o sinal de referência y_r forem constantes, então $|e(t)| \rightarrow 0$ assintoticamente.

3. DINÂMICA DO QUADRICÓPTERO

Neste trabalho, é considerado o quadricóptero da Fig. 3 com modelo dinâmico descrito por (38) e (39) (Dos Santos et al., 2019),

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) U_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) U_1 \\ \ddot{z} = -g + \frac{1}{m} (\cos \theta \cos \phi) U_1 \end{cases} \quad (38)$$

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta}\omega + \frac{bl(\omega_2^2 - \omega_4^2)}{I_x} \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi}\omega + \frac{bl(\omega_3^2 - \omega_1^2)}{I_y} \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)}{I_z} \end{cases} \quad (39)$$

sendo $[\phi \ \theta \ \psi]$ os Ângulos de Euler (Rolagem, Arfagem e Guinada, respectivamente); $[x \ y \ z]$ as coordenadas Cartesianas; $[I_x \ I_y \ I_z]$ os momentos de inércias em torno de cada eixo; m a massa do veículo; d o coeficiente de arrasto dos propulsores; J_r o momento de inércia do propulsor ao redor do seu eixo de rotação; g a aceleração da gravidade; b o coeficiente de empuxo dos propulsores; l a distância entre o centro de massa do veículo e seus propulsores; $\omega_1, \omega_2, \omega_3$

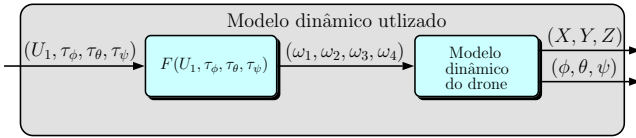


Figura 2. Diagrama de blocos considerando a força de empuxo U_1 e os torques ($\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$) como entradas.

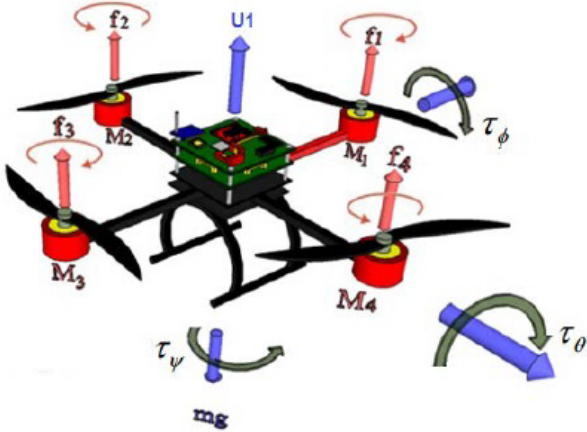


Figura 3. Representação do quadricóptero com forças e torques atuantes.

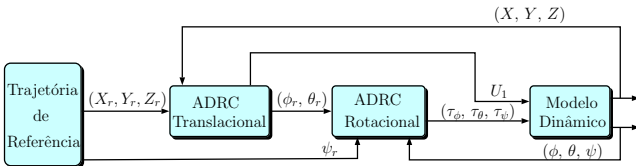


Figura 4. Controle em cascata.

e ω_4 as velocidades angulares das hélices; $\omega = \omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3$ e τ_ϕ, τ_θ e τ_ψ os torques atuantes no sistema.

Como é mais intuitivo utilizar a força de empuxo U_1 e os torques de rotação, arfagem e guinada (τ_ϕ, τ_θ e τ_ψ , respectivamente) como sinais de entrada, é utilizada (40) para relacioná-los com as velocidades angulares das hélices:

$$\Omega = F(U_1, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi) \quad (40)$$

na qual $\Omega^T = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3 \ \omega_4]$ e $F^T = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4]$, sendo $f_1 = \sqrt{\frac{(-bl\tau_\psi/d)+2\tau_\theta+lU_1}{4lb}}$, $f_2 = \sqrt{\frac{(bl\tau_\psi/d)-2\tau_\phi+lU_1}{4lb}}$, $f_3 = \sqrt{\frac{(-bl\tau_\psi/d)-2\tau_\theta+lU_1}{4lb}}$ e $f_4 = \sqrt{\frac{(bl\tau_\psi/d)+2\tau_\phi+lU_1}{4lb}}$.

O diagrama de blocos do sistema utilizado é apresentado na Fig. 2.

4. ESTRATÉGIA DE CONTROLE EM CASCATA

Dado que modelo dinâmico do quadricóptero é constituído por uma parte translacional (38) e outra parte rotacional (39), é utilizada uma estratégia em cascata. Esta consiste em um controlador interno, o qual é responsável pelo subsistema rotacional, e por um controlador externo que atua nos movimentos translacionais (Lima et al., 2015).

Como ilustrado na Fig. 4, são geradas as três coordenadas de posição (X_r, Y_r, Z_r) para o movimento translacional,

além do ângulo de guinada (ψ_r). A malha de controle externa (controle translacional) gera o sinal de controle U_1 , de forma que $Z \rightarrow Z_r$, e os valores de referência dos ângulos de arfagem (ϕ_r) e rotação (θ_r), os quais devem garantir $X \rightarrow X_r$ e $Y \rightarrow Y_r$. Entretanto, como os estados ϕ, θ e ψ não são as entradas do sistema, a malha de controle interna (controle rotacional) deve gerar os torques de controle τ_ϕ, τ_θ e τ_ψ necessários para que $\phi \rightarrow \phi_r, \theta \rightarrow \theta_r$ e $\psi \rightarrow \psi_r$. Desta forma, após um transiente, o sistema se comporta como se o subsistema translacional fosse controlado diretamente.

Observando (38), que corresponde ao subsistema translacional, percebe-se que o mesmo pode ser dividido em três sistemas de segunda ordem: para o primeiro, que corresponde à translação em x , considera-se como entrada o ângulo ϕ ; para segundo, que corresponde à translação em y , o ângulo θ ; e para o terceiro, que corresponde à translação em z , a velocidade U_1 . Nota-se então que os coeficientes de controle dos três sistemas de segunda ordem dependem da massa m e da orientação do quadricóptero. Da mesma forma, observa-se, a partir de (39), que o subsistema rotacional também pode ser dividido em três sistemas de segunda ordem com entradas τ_ϕ, τ_θ e τ_ψ . Note que, neste caso, os ganhos de controle dependem dos momentos de inércia I_x, I_y e I_z . Vale ressaltar que tanto a massa como os momentos de inércia são incertos, pois podem variar dependendo da tarefa executada pelo quadricóptero (transporte de carga, por exemplo). Portanto, devido às incertezas nos coeficientes de controle, o método ADRC com *Novo Paradigma* mostra-se uma estratégia viável para implementar tanto o controle translacional, como o rotacional. A ideia é utilizar um controlador para cada sistema de segunda ordem e considerar o acoplamento entre estes uma perturbação externa.

5. RESULTADOS DA SIMULAÇÃO

Para simulação numérica, foi considerado $m = 0,89Kg$, $l = 0,23m$, $b = 3,13 \times 10^{-5} N.s^2$, $d = 7,5 \times 10^{-7} N.m.s^2$, $I_x = I_y = 7,58 \times 10^{-3} Kg.m^2$, $I_z = 81,3 \times 10^{-2} Kg.m^2$ e $J_r = 5,51 \times 10^{-5} Kg.m^2$. Esses parâmetros dinâmicos correspondem ao do drone modelo ARDrone 2.0, da fabricante francesa *Parrot R*. De forma a garantir o desempenho do esquema de controle aplicado, a simulação numérica foi executada para o problema de rastreamento de trajetória. Os valores de sintonia dos parâmetros do controlador, obtidos por simulações sucessivas até obter o melhor desempenho, são $L_1 = 291$, $L_2 = 27375$, $L_3 = 100000$, $\lambda_1 = 6$, $\lambda_0 = 9$ e $\beta = 10$, para o controle translacional, e $L_1 = 264$, $L_2 = 20484$, $L_3 = 50000$, $\lambda_1 = 12$, $\lambda_0 = 36$ e $\beta = 20$, para o controle rotacional. Foi utilizada uma trajetória para rastreamento, inicialmente sem perturbação, descrita por $X_r = (1/2) \cos(t/2)$, $Y_r = (1/2) \sin(t/2)$, $Z_r = (1/2)(1 + t/10)$ e $\psi_r = 0$. Considerou-se os estados iniciais como se o drone estivesse pairando no ponto $(X, Y, Z) = (0.5, 0.3, 1.0)$ e com orientação $(\phi, \theta, \psi) = (0, 0, 0)$. Na Fig. 5, é apresentado o resultado computacional para a tarefa de seguimento de trajetória. Com base na Fig. 5, percebe-se que o drone foi capaz de realizar a tarefa de modo satisfatório, entretanto há um pequeno erro em regime permanente nas coordenadas translacionais, o que pode ser observado na Fig. 6, a qual mostra a variação do erro de rastreamento em função

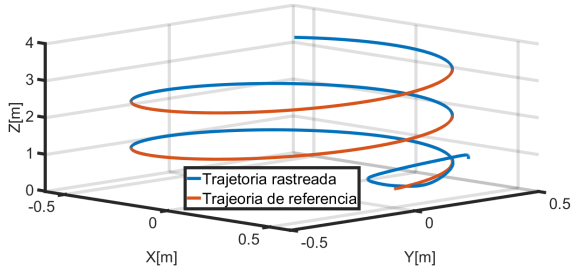


Figura 5. Rastreamento de trajetória helicoidal.

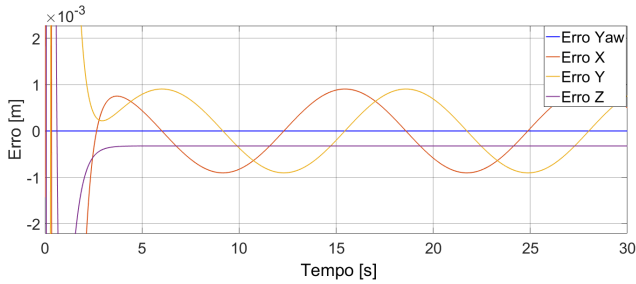


Figura 6. Erro de rastreamento de trajetória sem perturbação.

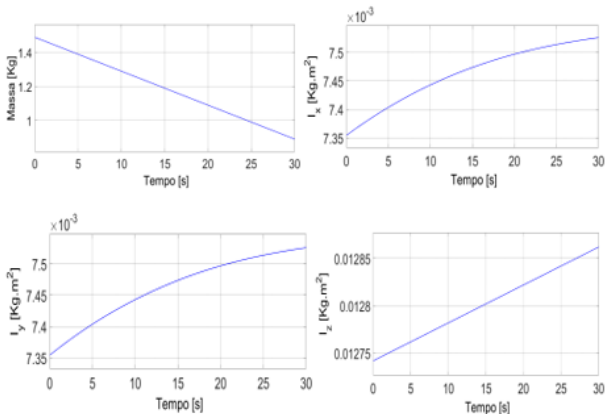


Figura 7. Variação dos parâmetros dinâmicos.

do tempo. Esse fato está coerente com os resultados do Teorema 1, de forma que o erro se torna limitado para sinais de referência limitados que variam no tempo.

Com o objetivo de verificar a robustez do controlador à variação dos parâmetros dinâmicos, o que pode ocorrer, por exemplo, em uma tarefa de transporte de cargas, foram alterados os valores de massa (m) e momentos de inércia (I_x , I_y e I_z) ao longo do tempo, conforme a Fig. 7, mantendo-se a sintonia do controlador. Além disso, para também verificar a robustez às perturbações externas, foi adicionada uma perturbação na força aerodinâmica U_1 variando entre $-1,2N$ e $+1,2N$, e, nos torques τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ , entre $-0.14Nm$ e $+0.14Nm$, como apresentado na Fig. 8. Na Fig. 9, é apresentado o resultado de rastreamento. Nota-se que o quadricóptero cumpriu a tarefa de rastreamento com um pequeno erro, mostrado na Fig. 10. É possível observar que os erros de rastreamento são maiores do que o do caso em que não há perturbação externa e nem variação paramétrica, mostrado na Fig. 6. Contudo, mesmo que o erro tenha aumentado, ainda

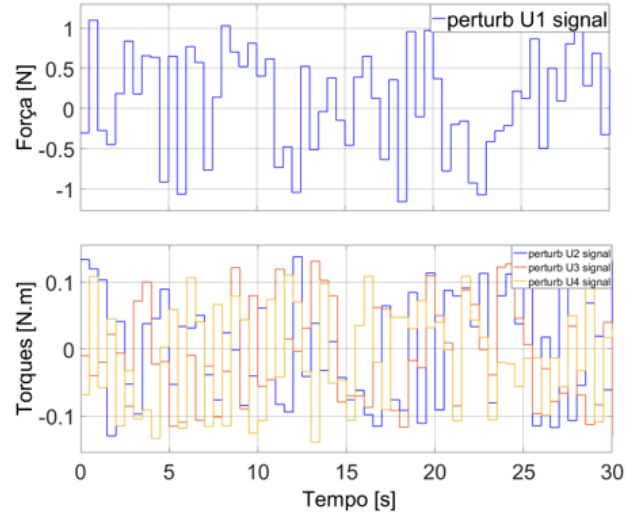


Figura 8. Perfil de perturbação externa utilizado para U_1 , U_2 , U_3 e U_4 .

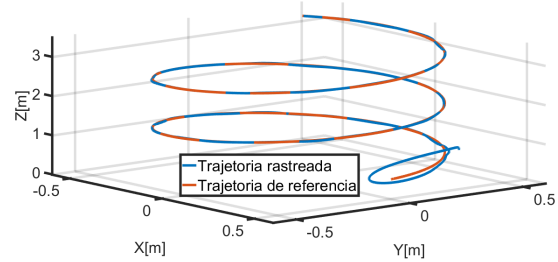


Figura 9. Rastreamento de trajetória com perturbação.

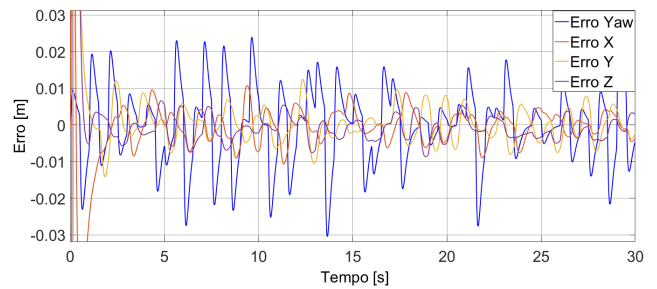


Figura 10. Erro de Rastreamento com presença de perturbação.

é pequeno em comparação à amplitude da trajetória de referência, o que mostra uma boa robustez do controlador. A Fig. 11 mostra as velocidades angulares das hélices, calculadas utilizando (40) a partir dos sinais de controle U_1 , τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ . Vale ressaltar que essas velocidades saturam em $4400rad/s$, portanto um valor bem acima dos mostrados na Fig. 11 após o transitório inicial, no qual são demandadas velocidades das hélices bem maiores devido ao erro entre a posição inicial da trajetória desejada e a do drone. Para efeitos comparativos, foi realizada uma simulação para o ADRC modificado (Zachi et al., 2019) com a mesma variação paramétrica da Fig. 7 e distúrbio com as mesmas características da Fig. 8. Os resultados dos erros de rastreamento de trajetória são mostrados na Fig. 12.

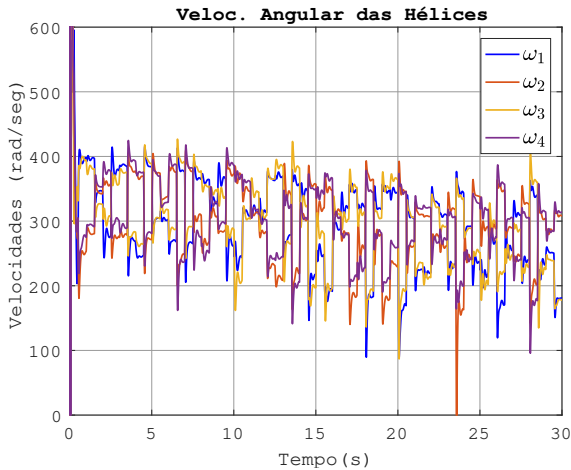


Figura 11. Velocidades angulares das hélices

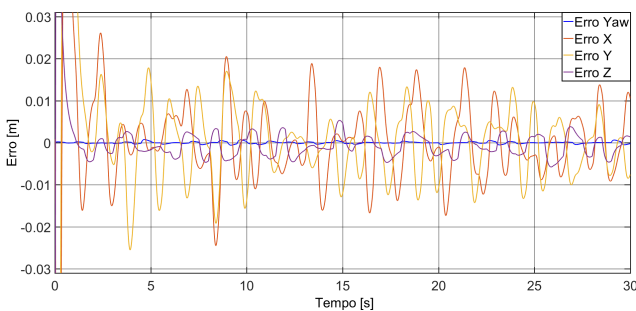


Figura 12. Erro de Rastreamento do ADRC modificado com presença de perturbação.

Comparando a Fig. 12 com a Fig. 10, é possível perceber que o ADRC modificado apresentou, para esta tarefa, uma melhor robustez relativa às coordenadas Z e ψ (*Yaw*), enquanto que o ADRC *Novo* apresentou uma melhor robustez relativa às coordenadas X e Y . Portanto, de uma forma geral, o ADRC modificado e o Novo ADRC apresentaram desempenhos semelhantes, contudo a implementação do segundo é mais simples, dado que o ADRC modificado aumenta a ordem do sistema pela inserção de um filtro em paralelo à planta.

6. CONCLUSÕES

Este artigo demonstrou a eficiência da aplicação do método de controle ADRC com *Novo Paradigma* no controle de voo de um quadricóptero. O ADRC com *Novo Paradigma* foi implementado juntamente com uma estratégia de controle em cascata, com a qual foi possível o rastreamento de trajetória, proporcionando bons resultados.

Além disso, a utilização do quadricóptero possibilitou uma aplicação viável do método em casos de variação dos parâmetros dinâmicos, que podem variar de acordo com tarefas específicas, ou, até mesmo, por uma imprecisão nas suas estimativas.

Resultados de simulação computacional mostraram a eficácia da estratégia proposta, que também apresentou boa robustez às perturbações externas na força e momentos aerodinâmicos, o que viabiliza a sua utilização em voos externos, por exemplo. Os resultados de simulação também

foram comparados com os obtidos utilizando o controlador ADRC modificado (Dos Santos et al. (2019); Zachi et al. (2019)). Ambos os controladores apresentaram desempenhos semelhantes, contudo o Novo ADRC tem uma implementação mais simples.

REFERÊNCIAS

- Bonna, R.d.S. et al. (2016). Técnicas de controle não linear para o problema de rastreamento de trajetória aplicadas a quadricópteros.
- Bouabdallah, S. and Siegwart, R. (2007). Full control of a quadrotor. In *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 153–158. Ieee.
- Dos Santos, J.C.C., Silva, F.L.E., Zachi, A.R.L., and Gouvêa, J.A. (2019). Rastreamento de trajetória em veículos aéreos não tripulados utilizando um controlador com rejeição ativa de distúrbios. *Anais da Sociedade Brasileira de Automática*, 1(1).
- Furtado, V.H., Gimene, R., Camargo Júnior, J., and Almeida Júnior, J. (2008). Aspectos de segurança na integração de veículos aéreos não tripulados (vant) no espaço aéreo brasileiro. In *Anais do VII Simposio de Transporte aereo-Sitraer7*, 506–517. sn.
- Gao, Z., Huang, Y., and Han, J. (2001). An alternative paradigm for control system design. In *Proceedings of the 40th IEEE conference on decision and control (Cat. No. 01CH37228)*, volume 5, 4578–4585. IEEE.
- Gouvêa, J.A., de Vasconcellos, M.C., and Zachi, A.R. (2020). Controle de sistemas incertos via método adrc-um novo paradigma. *Anais da Sociedade Brasileira de Automática*, 2(1).
- Ha, S.W. and Park, B.S. (2020). Disturbance observer-based control for trajectory tracking of a quadrotor. *Electronics*, 9(10), 1624.
- Han, J.Q. (1998). Auto disturbance rejection controller and it's applications. *Control and decision*, 13(1), 19–23.
- Lima, G.V. et al. (2015). Modelagem dinâmica e controle para navegação de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero.
- Silva, A.T.d. (2014). *Controle de posição com restrição à orientação de um Veículo Aéreo Não-Tripulado tipo Quadricóptero*. Master's thesis, Universidade Federal do Rio Grande do Norte.
- Zachi, A.R.L., Correia, C.A.M., Filho, J.L.A., and Gouvea, A.J. (2019). Robust disturbance rejection controller for systems with uncertain parameters. *IET Control Theory and Applications*, 13(13), 1995–2007.
- Zhang, Y., Chen, Z., Sun, M., and Zhang, X. (2019). Trajectory tracking control of a quadrotor uav based on sliding mode active disturbance rejection control. *Nonlinear Analysis: Modelling and Control*, 24(4), 545–560.