

Desenvolvimento de controle baseado em PID para um Veículo Aéreo Não Tripulado

Development of PID-based control for an unmanned aerial vehicle

RESUMO

Este trabalho propõe controlar o estágio de voo horizontal de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) de asa fixa *tailsitter* utilizando controladores PID discretizados. Em um primeiro momento, controlando os estados de maneira independente considerando sistemas SISO (*Single Input Single Output*), para em seguida, juntá-los em um único sistema MIMO (*Multiple Input Multiple Output*). A modelagem do sistema é feita com o software MATLAB, com testes de voos predefinidos, onde a aeronave deve seguir a trajetória sem sair do percurso. A princípio, optou-se por concentrar esforços no desenvolvimento de controladores PID, e conseqüentemente, em trabalhos futuros, compará-los com outras técnicas de controle. Os resultados demonstram que o controlador segue os valores de referência, ou seja, se estabiliza nos valores desejados, comprovando o funcionamento do controlador implementado.

PALAVRAS-CHAVE: Controladores. Sistemas não-lineares. VANTs.

ABSTRACT

This work proposes to control the horizontal flight stage of a fixed-wing tailsitter Unmanned Aerial Vehicle, using discretized PID controllers. At first, controlling the states independently by considering SISO (Single Input Single Output) systems, and then joining them in a single MIMO (Multiple Input Multiple Output) system. The modeling of the system is done with MATLAB software, with predefined flight tests, where the aircraft must follow the trajectory without leaving its course. At first, it was decided to concentrate efforts on the development of PID controllers, and consequently, in future works, compare them with other control techniques. The results show that the controller follows the reference values, that is, it stabilizes at the desired values, proving the functioning of the implemented controller.

KEYWORDS: Controllers . UAVs. Nonlinear systems.

Ricardo Dos Santos

ricardo.santos.0492@gmail.com

Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Cornélio Procopio, Paraná, Brasil

Natássya Barlate Floro da Silva

natassyasilva@utfpr.edu.br

Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Cornélio Procopio, Paraná, Brasil

Recebido: 19 ago. 2020.

Aprovado: 01 out. 2020.

Direito autoral: Este trabalho está licenciado sob os termos da Licença Creative Commons-Atribuição 4.0 Internacional.



INTRODUÇÃO

O século XXI pode ser muito bem definido pela crescente explosão do tráfego nas comunicações móveis e pela proliferação global de inteligência artificial e sistemas robóticos que controlam o chão de fábrica, *drones* de entrega, redes de transporte, veículos autônomos, sistemas de veículos espaciais, sistemas de fabricação modernos e quaisquer operações industriais que envolvam controle de temperatura, pressão, umidade e fluxo de recursos (FRIDMAN, et al., 2019), (Ferrante, 2017), (OGATA, 2010). Portanto, as tecnologias que estão sendo projetadas e construídas, a partir de agora, devem apresentar recursos adaptáveis a novas situações e cenários (FRIDMAN, et al., 2019), com foco na otimização de recursos locais e globais.

Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) estão se tornando itens necessários para o exército, empresas e pessoas utilizarem em um extenso leque de aplicações (JUNG; KIM, 2017), (SHAO, et al., 2014). Por ser uma aeronave capaz de voar autonomamente ou ser controlada remotamente, dispensa a presença de seres humanos no local de atuação, diminuindo custos de operação e riscos de insalubridade (VALAVANIS; VACHTSEVANOS, 2015).

No caso de voo autônomo, o principal componente da aeronave é o piloto automático, responsável pela execução de tarefas como navegação e manobras estáveis, a partir de estimativas de posição e velocidade do veículo (VALAVANIS, VACHTSEVANOS, 2015). Logo, para permitir a execução de testes experimentais em VANTs, é essencial o desenvolvimento de sistemas de controle que incluem todas as etapas (decolagem, voo e aterrissagem), mantendo-as estáveis durante toda a operação (SILVA, et al., 2017).

O piloto automático pode ser considerado como o núcleo de uma aeronave não-tripulada, para o qual ações de controle amplamente utilizadas, em aplicações práticas, são desenvolvidas e testadas (SHAO, et al., 2014). Dentre essas técnicas de controle, tem-se o PID (Proporcional, Integral e Derivativo), o MPC (Modelo Preditivo de Controle), e algoritmos iterativos de aprendizado de máquina, *Q-Learning* e DDPG (*Deep Deterministic Policy Gradients*), aplicados ao controle de trajetória e pouso do primeiro estágio de foguetes (FERRANTE, 2017). Logo após pousar, no caso do foguete, este pode ser reabastecido e reutilizado para lançar satélites na órbita baixa da Terra (LEO - Low Earth Orbit) e suprimentos para a estação espacial internacional (ISS - International Space Station), reduzindo o custo por quilo lançado de \$54,500/kg para \$2,720/kg, consequentemente, diminuindo uma grande barreira para expansão e exploração humana do Universo (JONES, 2018).

Os controladores PID são considerados como escolhas instintivas, estabelecidas em experimentos e ajustes manuais, e também podem ser vistos como um controlador preliminar (SHEHZAD; BILAL; AHMAD, 2019). Utilizados para controlar os voos horizontal e vertical de VANTs do tipo *tailsitter*, como uma combinação de PIDs com ganhos diferentes para cada modo de voo (SILVA, et al., 2017). Portanto, cada estrutura da aeronave pode ser analisada separadamente.

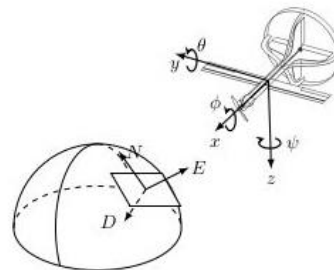
Diante deste contexto, este trabalho propõe controlar o estágio de voo horizontal de um VANT de asa fixa *tailsitter*, descrito como AVALON (SILVA, et al., 2017), utilizando controladores PID em separado (SISO).

MATERIAL E MÉTODOS

A aeronave elétrica estudada neste trabalho é conhecida como AVALON, sendo capaz de decolar e aterrissar verticalmente (*tailsitter*), e também voar na direção horizontal, possuindo transições entre essas posições (SILVA, et al., 2017). E a Figura 1 demonstra o modelo físico da aeronave e respectivas componentes, onde posição angular, chamada de atitude, é composta por três ângulos: *roll* (ϕ), *pitch* (θ) e *yaw* (ψ). E a velocidade da aeronave, derivada da posição, para cada ângulo é dada por: P, Q e R, referentes às posições *roll*, *pitch* e *yaw*, respectivamente (SILVA et al., 2018).

A velocidade no sistema de coordenadas fixado no corpo da aeronave é dada pelo vetor [U, V, W], onde U, V e W representam as componentes das velocidades nos eixos x, y e z, respectivamente. Devido ao modelo físico da aeronave, é desejável que ela voe sempre para frente, evitando deslocamento em outras direções, logo, V deve ser mantido o mais próximo possível de 0 (SILVA et al., 2018).

Figura 1. Sistema de coordenadas fixo no corpo com os ângulos *roll* (ϕ), *pitch* (θ) e *yaw* (ψ).



Fonte: (SILVA, et al., 2017).

Uma vez descrito o modelo físico do sistema, tem-se o conjunto de atuadores responsável por manter a aeronave estável, composta pelo motor principal, *throttle*, e três superfícies de controle (*aileron*s, *elevator*s, e *rudder*s) (SILVA et al., 2018), descritos na Eq. (1). Os *aileron*s são as superfícies de controle localizadas na asa principal, responsáveis por controlar o *roll*, os *elevator*s são as superfícies de controle localizadas no estabilizador horizontal da cauda e controlam o *pitch*, e os *rudder*s são as superfícies de controle localizadas no estabilizador vertical da cauda, usados para controlar o *yaw*. O funcionamento da aeronave é caracterizado como um sistema não-linear, devido às forças aerodinâmicas e ambientais envolvidas na sua movimentação (SILVA et al., 2018).

$$u = [\delta thr, \delta ail, \delta elv, \delta rud] \quad (1)$$

Se o sistema for não-linear, como é o sistema da aeronave AVALON, para o projeto de controladores, a maioria das técnicas envolve trabalhar com o sistema linear. Por isso, neste trabalho, foi realizada a linearização em torno de um ponto

de operação (FERRANTE, 2017), sendo esse ponto dado pela Eq. (2), e u_0 dado pela Eq.(3).

$$x_0 = [\phi_0, \theta_0, P_0, Q_0, U_0, V_0] \quad (2)$$

$$u_0 = [\delta thr_0, \delta ail_0, \delta elv_0, \delta rud_0] \quad (3)$$

Uma vez linearizado, o sistema pode ser escrito diretamente em espaço de estados (FERRANTE, 2017) como a Eq. (4), onde $\Delta x = x - x_0$, $\Delta u = u - u_0$. A, B, C e D representam as matrizes de estados, entrada, saída e transmissão direta, respectivamente, sendo a última geralmente nula.

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u$$

$$\Delta y = C \Delta x + D \Delta u \quad (4)$$

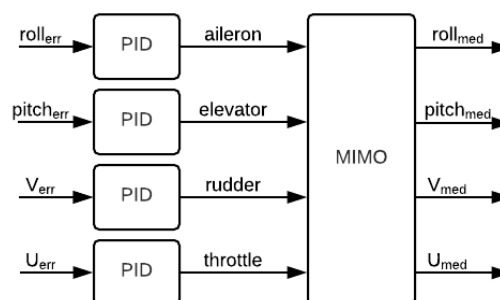
O espaço de estados permite uma representação concisa de um sistema, expondo todas as relações dinâmicas, em matrizes definidas (FERRANTE, 2017). Após definir as entradas, Eq.(1), saídas, Eq.(2), e dinâmica, Eq.(4), do sistema, uma abordagem de controle é proposta para se implementada baseada em controladores PID.

O controlador Proporcional, Integral e Derivativo (PID) é um controlador simples, porém eficaz, que calcula as partes proporcional, a integral e derivada da diferença entre a saída e a entrada de referência (erro) e emite um sinal de controle dependendo dos coeficientes (K_p , K_i , K_d), definidos na Eq.(5) (FERRANTE, 2017). É interessante notar que mais da metade dos controladores industriais em uso atualmente são controladores PID ou controladores PID modificados (OGATA, 2010).

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{e(t)}{dt} \quad (5)$$

Neste trabalho, tentou-se modificar o comportamento da aeronave, sendo a planta do sistema, controlada por quatro controladores PID, observados na Figura 3. Portanto, com complexidade maior, o problema de controle se tornou um sistema MIMO (*Multiple-Input Multiple-Output*), com modelo matemático linearizado e representado na forma de espaço de estados da Eq. (4).

Figura 3. Estrutura de controle aplicando 4 controladores PID SISO para um sistema MIMO.



Fonte: Autoria própria (2020).

Na Figura 3 as entradas (atuadores) da planta do sistema são alimentadas com os resultados das saídas dos controladores PID, sendo $roll_{err}$, a diferença entre o $roll$ de referência e o $roll$ medido ($roll_{ref} - roll_{med}$), $pitch_{err}$ a diferença entre o $pitch$ de referência e o $pitch$ medido ($pitch_{ref} - pitch_{med}$), V_{err} a diferença entre o V de referência e o V medido ($V_{ref} - V_{med}$), e U_{err} , a diferença entre o U de referência e o U medido ($U_{ref} - U_{med}$).

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Esta seção apresenta os resultados obtidos durante a simulação, com uma abordagem sistemática, durante o desenvolvimento do projeto, onde controladores PID discretos foram desenvolvidos e comparados com o modelo linear tradicional oferecido pelo software MATLAB.

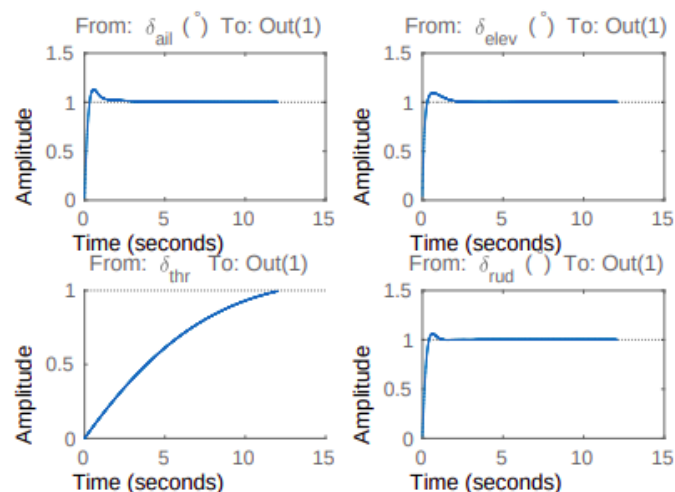
Na Tabela 2 têm-se os ganhos dos controladores para cada estado controlado, esses valores foram obtidos através do algoritmo de ajuste PID (*pidtune*) para o modelo linear da planta com período de discretização igual a 0.001s.

Tabela 2. Ganhos dos controladores PID. Sendo k_p , k_i e k_d os ganhos proporcional, integral e derivativo, respectivamente. E $roll$, $pitch$, U e V os estados controlados. Os valores dos ganhos são adimensionais.

Ganhos	$roll$	$pitch$	U	V
K_p	1.09	-1.29	0.00854	-0.245
K_i	0.61	-1.42	0.00159	-1.41
K_d	0.174	-0.266	4.27×10^{-5}	-0.00126

A Figura 4 apresenta o comportamento dos controladores PID ajustados pela função *pidtune*. Esses controladores apresentam resultados baseados no PID tradicional, que não consideram as singularidades dos ângulos e sem limites para os valores de atuação, ou seja, sem saturações.

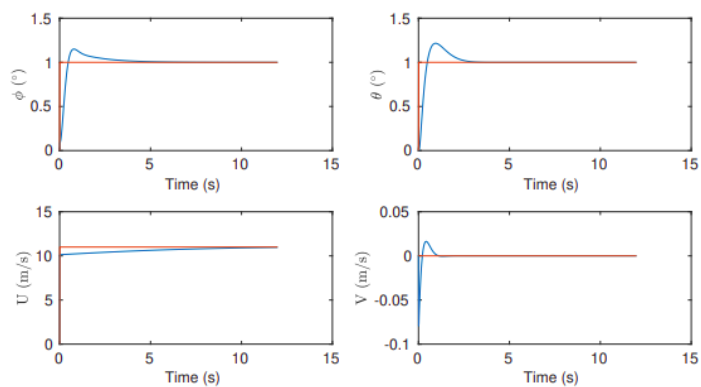
Figura 4. Controlador tradicional ajustado pelo software MATLAB, com a resposta dos atuadores *aileron*, *elevator*, *throttle* e *rudder*, em função do tempo, respectivamente.



Fonte: Autoria própria (2020).

Na Figura 5 tem-se o comportamento do controlador PID discretizado, não levando em consideração a singularidade dos estados controlados, ou seja, sem diferenciar ângulos no cálculo do erro do *roll* e do *pitch*. Compararem-se os gráficos da Figura 5 com os gráficos da Figura 4, pode-se perceber que o controlador segue os valores de referência, ou seja, se estabiliza nos valores desejados, comprovando o funcionamento do controlador implementado.

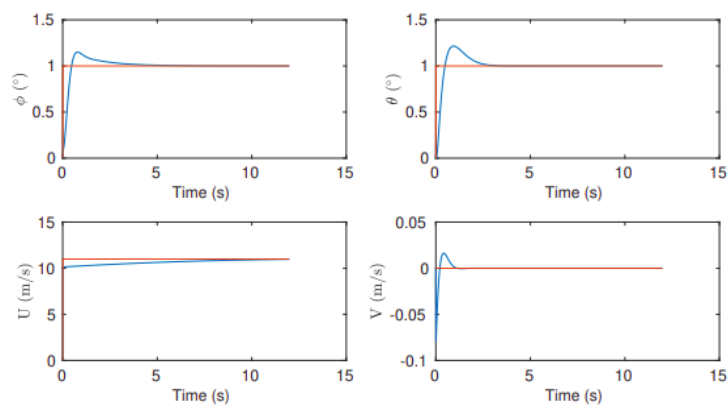
Figura 5. Estados *roll* (ϕ), *pitch* (θ), U e V convergindo, em função do tempo, para valores de referência para PID discreto sem considerar singularidades dos estados ou saturação dos atuadores.



Fonte: Autoria própria (2020).

A Figura 6 apresenta o comportamento dos controladores quando se consideram as singularidade dos ângulos do *roll* e do *pitch*. Compararem-se os gráficos da Figura 6 com os gráficos da Figura 4, pode-se perceber que o controlador segue os valores de referência, ou seja, se estabiliza nos valores desejados. Logo, não houve diferença, porque nesse caso os ângulos não variam o suficiente para ultrapassar as singularidades (ângulos de Euler) validas dentro de intervalos específicos, -180° a $+180^\circ$ para o *roll* e -90° a $+90^\circ$ para o *pitch*, ambos calculados com o uso da função *angdiff()*. Portanto, para valores extremos, o controlador continua funcionando.

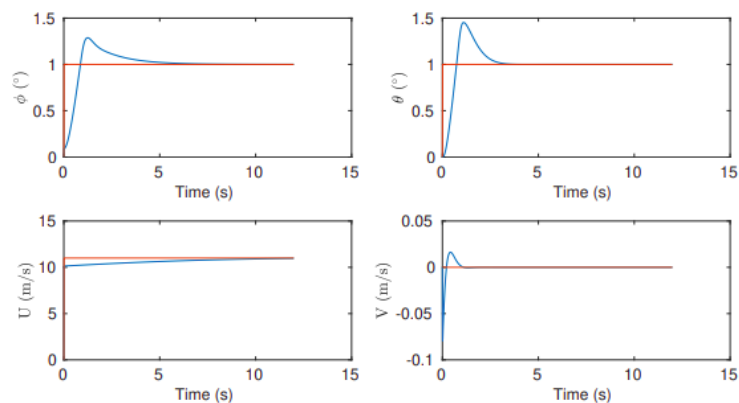
Figura 6. Estados *roll* (ϕ), *pitch* (θ), U e V convergindo, em função do tempo, para valores de referência para PID discreto considerando as singularidades dos estados e sem saturação dos atuadores.



Fonte: Autoria própria (2020).

A Figura 7 demonstra o comportamento do controlador PID discretizado para o caso de saturamento dos atuadores, ou seja, setaram-se os valores máximos dos atuadores como: $throttle = 1$, $aileron = deg2rad(10)$, $elevator = deg2rad(15)$ e $rudder = deg2rad(25)$. Foram implementadas técnicas de *Anti-Windup* para a ação integrativa dos controladores.

Figura 7. Estados $roll(\phi)$, $pitch(\theta)$, U e V convergindo, em função do tempo, para valores de referência para PID discreto considerando as singularidades dos estados e saturações dos atuadores.



Fonte: Autoria própria (2020).

Compararem-se os gráficos da Figura 7 com os gráficos da Figura 4, pode-se perceber que o controlador segue os valores de referência, ou seja, se estabiliza nos valores desejados. De todos os casos, este se apresentou com maior *overshoot* para ϕ , θ e V. Isso indica que os limites físicos dos atuadores, ou seja, um cenário mais próximo ao real, devem ser levados em consideração na construção e ajuste dos controladores.

CONCLUSÃO

Este trabalho apresenta uma estratégia de controle baseado em controladores PID discretizados, e aplicados ao controle e estabilização para o voo horizontal de uma aeronave *tailsitter*, denominada AVALON. Considera-se um ponto de equilíbrio específico, para então, controlar e estabilizar o voo.

Também se compara a eficiência dos controladores PID independentes, levando em consideração ângulos, valores com singularidade e saturação dos atuadores, com o controlador PID tradicional do software MATLAB.

Mesmo com um *overshoot* maior para o caso de saturação dos atuadores, os controladores PID discretizados apresentaram desempenho bem sucedido em todos os cenários propostos. Logo, para trabalhos futuros, pode-se propor uma otimização do tempo de resposta e acomodação dos controladores e aplicá-los a um sistema MIMO, além de comparar os resultados obtidos neste trabalho com outros métodos de controle, como o LQR (*Linear Quadratic Regulator*).

REFERÊNCIAS

FRIDMAN, L. et al. Human Side of Tesla Autopilot: Exploration of Functional Vigilance in Real-World Human-Machine Collaboration, 2019. Disponível em: <https://hcai.mit.edu/human-side-of-tesla-autopilot>. Acesso em: 28 ago. 2020.

FERRANTE, R. A Robust Control Approach for Rocket Landing. 2017. Diss. (Mestrado) – Master of Science Artificial Intelligence School of Informatics, University of Edinburgh, United Kingdom. Disponível em: https://project-archive.inf.ed.ac.uk/msc/20172139/msc_proj.pdf. Acesso em: 17 jun. 2020.

JUNG, S.; KIM, H. Analysis of Amazon Prime Air UAV Delivery Service. Journal of Knowledge Information Technology and Systems, v. 12, p. 253–266, abr. 2017. DOI: 10.34163/jkits.2017.12.2.005.

JONES, H. W. The Recent Large Reduction in Space Launch Cost. International Conference on Environmental Systems, jul. 2018.

OGATA, K. Modern Control Engineering. 5. ed. New Jersey, USA: Pearson Education, Inc., 2010. 905 p. ISBN 0-13-615673-8.

SILVA, N. B. F. et al. Development of a fixed-wing vertical takeoff and landing aircraft as an autonomous vehicle, 2018. In: p. 1–6. DOI: 10.1109/SBR-LARS-R.2017.8215275.

SHAO, J. et al. Multi-model control design for longitudinal dynamics of fixed-wing UAV. In: PROCEEDINGS of the 33rd Chinese Control Conference. [S.l.: s.n.], 2014. P. 8826–8830.

SHEHZAD, M. F.; BILAL, A.; AHMAD, H. Position Attitude Control of an Aerial Robot (Quadrotor) With Intelligent PID and State feedback LQR Controller: A Comparative Approach. In: 2019 16th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST). [S.l.: s.n.], 2019. P. 340–346.

SILVA, N. B. F. et al. Development of a fixed-wing vertical takeoff and landing aircraft as an autonomous vehicle. In: 2017 Latin American Robotics Symposium (LARS) and 2017 Brazilian Symposium on Robotics (SBR). [S.l.: s.n.], 2017. P. 1–6.

SILVA, N. B. F. Development of an autonomous unmanned aerial vehicle specification of a fixed-wing vertical takeoff and landing aircraft. Dez. 2018. 175 f. Tese (Doutorado) –USP, Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, São Carlos, SP. Disponível em:<https://teses.usp.br/teses/disponiveis/55/55134/tde-16102018-100220/pt-br.php> . Acesso em: 3 set. 2018.

VALAVANIS, K. P.; VACHTSEVANOS, G. J. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. USA: Springer Publishing Company, Incorporated, 2015. ISBN 9048197082, 9789048197088.