

CONTROLE ROBUSTO SUAVE APLICADO AO POUSO DE QUADRIRROTORES

ALESSANDRO JACOUD PEIXOTO*, PAULO ROBERTO YAMASAKI CATUNDA*, DIEGO PEREIRA-DIAS†

*Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ)
Programa em Engenharia Elétrica (PEE)
Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil

†Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ)
Laboratório de Ensaios Não-Destrutivos, Corrosão e Soldagem (LNDC)
Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil

Emails: jacoud@poli.ufrj.br, pauloy@poli.ufrj.br, diego.dias@lndc.com.br

Abstract— In this work, the problem of autonomous landing of a quadrotor on a vertically oscillating platform is addressed. A robust adaptive altitude control scheme is proposed to deal with the aerodynamic effect so called *Ground Effect* and the mass variation during a pick/place task. The robust part of the controller is based on sliding mode control that features a smooth control signal, free of *chattering*, previously designed for linear plants. In this sense, this work presents the first generalization of this controller for the class of nonlinear plants representing vertical dynamics of the vehicle. The stability analysis assuming that the vertical velocity is measured is provided. The performance of the proposed method is illustrated by means of numerical simulations and experimental results are obtained with the developed quadrotor.

Keywords— Smooth sliding mode control, robust adaptive control, quadrotor control.

Resumo— Neste trabalho, o problema de pouso de um quadrrorotor em uma plataforma que oscila verticalmente é abordado. Um esquema de controle adaptativo robusto de altitude é proposto para lidar com o efeito aerodinâmico denominado *Efeito Solo* e com a variação de massa durante a tarefa de captação/liberação. A parcela robusta é baseada no controle por modos deslizantes que apresenta sinal de controle suave, portanto livre de *chattering*, previamente desenvolvido para plantas lineares. Neste sentido, este trabalho apresenta a primeira generalização deste controlador para a classe de plantas não-lineares aqui considerada e que representa a dinâmica vertical do veículo. A análise de estabilidade assumindo a disponibilidade da velocidade vertical para realimentação é apresentada. O desempenho do método proposto é ilustrado por meio de simulações numéricas e resultados experimentais são obtidos com o quadrrorotor e a bancada experimental desenvolvida.

Palavras-chave— Controle suave por modos deslizantes, controle adaptativo robusto, controle de quadrrorotores.

1 Introdução

Os quadrrorotores são aeronaves versáteis por serem capazes de decolar e aterrissar verticalmente (VTOL), pairar no ar (*hovering*) [15]. O pouso de quadrrorotores é um aspecto decisivo, no que se refere a integridade do veículo, uma vez que as condições de voo próximas ao solo são diferentes das de voo distante do solo. Além do risco inerente de colisão com o chão há também mudanças nas características aerodinâmicas envolvidas, como o denominado *Efeito Solo* [2] – amplificação dos empuxos gerados pelos atuadores quando o quadrrorotor se aproxima de uma superfície. A validação de um modelo para quadrrorotores considerando *Efeito Solo* é apresentada em [17] e esquemas de controle de altitude com compensação do *Efeito Solo* são apresentados em [7, 3].

O pouso em um alvo móvel, como por exemplo uma embarcação em alto mar para monitoramento da costa, da vida selvagem e de *icebergs*, não é uma tarefa trivial principalmente devido a dinâmica não linear do quadrrorotor, incertezas e perturbações no sistema e devido a natureza variante no tempo do movimento em alto mar gerada por ventos, correntezas e ondas. Para tratar o problema do pouso em embarcações uma gama de esquemas de controle vêm sendo desenvolvida na literatura, como algoritmos baseados em fluxo óptico [5] e algoritmos para auxiliar no pouso autônomo de helicópteros [12]. Baseado em visão, um es-

quema de controle foi desenvolvido em [9, 10] para realizar o pouso de um quadrrorotor em uma plataforma horizontalmente móvel, enquanto em [4, 20] o pouso é em uma plataforma móvel e inclinada. O movimento vertical em geral pode ser modelado como uma superposição de funções senoidais [18, 11] e é em geral desconhecido e precisa ser estimado. Diversos métodos podem ser encontrados na literatura, como métodos recursivos de mínimos quadrados [21] e filtragem de Kalman [16], para este fim. Uma vez que estimativa do movimento marítimo esteja disponível, o problema do pouso autônomo pode ser encarado como um problema de rastreamento convencional, onde técnicas de controle robusto por exemplo podem ser utilizadas, como é foco deste trabalho.

Este trabalho aborda o problema de pouso em uma plataforma móvel que se desloca verticalmente, incluindo a tarefa de captação/liberação (*Pick-and-Place*) de carga e a presença de *Efeito Solo*. A proposta é utilizar um esquema de controle composto por uma parcela robusta e outra adaptativa. Este esquema foi inspirado no controlador adaptativo robusto de [7], onde a idéia central é substituir a parcela robusta pelo controle suave por modos deslizantes (SSC - *Smooth Sliding Control*) previamente desenvolvido para plantas lineares em [14, 13]. Simulações ilustram o desempenho do controlador em malha fechada e experimentos ilustram a presença do *Efeito Solo*. Como contribuição deste trabalho, destacam-se: (i) a gene-

realização do SSC para a classe de plantas não lineares que representa a dinâmica da altitude do quadrritor; (ii) a inclusão da parcela adaptativa no esquema do SSC e (iii) os resultados experimentais obtidos.

Observação 1 – Notação e Terminologia O símbolo “ s ” representa tanto a variável de Laplace quanto o operador diferencial “ d/dt ”, de acordo com o contexto. Assim como em [8], a saída y de um sistema linear e invariante no tempo (LTI) com função de transferência $H(s)$ e entrada u é denotada por $H(s)u$. A convolução $h(t) * u(t)$, sendo $h(t)$ a resposta impulsiva de $H(s)$, será representada por $H(s) * u$.

2 Formulação do Problema

Para o controle de posição e orientação do quadrritor uma abordagem de controle hierárquico com duas malhas aninhadas é empregada. A malha interna controla a orientação do veículo, enquanto a malha externa controla a posição, regulando o veículo acima do local do pouso. Controladores do tipo proporcional derivativo juntamente com parcela antecipativa são considerados para este fim.

O foco deste trabalho está concentrado no controle de altitude para o pouso. A plataforma é suposta **plana** e com dimensões suficientemente maiores do que as dimensões do quadrritor. O pouso será tratado como um problema de rastreamento de uma trajetória z_r de referência, considerando que a plataforma se move segundo uma trajetória z_d . Por simplicidade, e sem perder a essência do problema, o movimento da plataforma será descrito por um senóide puro

$$z_d(t) = \frac{A}{2} \sin(\omega t) + \frac{A}{2}, \quad (1)$$

sendo z_d a componente da altura relativa à origem do sistema inercial ($\{A\}$), A a amplitude de oscilação [m] e ω a frequência de oscilação [rad/s].

Efeito Solo Simétrico

O *Efeito Solo* será considerado o mesmo para cada atuador (*Efeito Solo Simétrico*) e dependente apenas da altura do centro de gravidade (C.G.). Este efeito será modelado multiplicando-se o empuxo de cada atuador por um mesmo ganho.

Para abordar a presença do *Efeito Solo Simétrico*, considere a seguinte hipótese:

(H1.a) O ganho k_g do empuxo de cada atuador devido ao *Efeito Solo* são iguais e dependem apenas da altitude z do C.G. e da altitude da plataforma $z_d(t)$.

(H1.b) O ganho k_g é uma função suave e contínua em t e é tal que $|k_g(z, t)| \rightarrow \infty$ quando $z \rightarrow z_d$.

(H1.c) O ganho k_g é desconhecido, satisfazendo $k_{gmin} \leq k_g(t) \leq k_{gmax}, \forall t > 0$, sendo $k_{gmin} > 0$ e $k_{gmax} > 0$ constantes conhecidas.

Os ganhos do *Efeito Solo* associados aos empuxos gerados por cada atuador são funções das alturas dos atuadores (em relação a plataforma) e das dimensões do quadrritor. Para quadrritores de pequeno porte (quando comparado com a plataforma) e para plataformas **planas**, as alturas dos atuadores em relação a plataforma podem ser consideradas iguais para pequena variação na orientação em relação aos ângulos de *roll* e *pitch*. Portanto, assumindo que durante o pouso o controle de orientação do quadrritor assegura pequenos ângulos de *roll* e *pitch*, a Hipótese **(H1.a)** não apresenta restrições significativas.

Nas simulações conduzidas neste trabalho, o seguinte modelo para k_g será adotado [7]:

$$k_g(z, t) = \frac{1}{1 - \rho \left(\frac{R}{4(z - z_d)} \right)^2}, \quad (2)$$

sendo R a metade do comprimento da hélice e ρ uma constante caracterizada pelas dimensões do rotor. Deve-se mencionar que, neste caso, fica claro que a Hipótese **(H1.c)** é razoável uma vez que $k_{gmin} \approx 1$ quando o quadrritor está distante o suficiente da plataforma ($|z - z_d| \gg 2R$), e k_{gmax} é assegurado pelo tamanho do trem de pouso do quadrritor e pode ser obtido aproximadamente por meio de testes experimentais estáticos.

Captação/Liberação de uma Carga

A massa do quadrritor se modifica ao executar a tarefa de Captação/Liberação de uma carga. Com respeito a tarefa de Captação/Liberação de uma carga, a seguinte hipótese será considerada:

(H2.a) Assume-se que a velocidade do C.G. do quadrritor com respeito ao referencial inercial é baixa durante a tarefa de Captação/Liberação e que a transferência de carga (Captação/Liberação) resulta numa variação suave da massa do quadrritor.

(H2.b) A variação da massa da carga é desconhecida, porém limitada em norma por Δm_{max} , e considerada pontual de forma a não afetar o momento de inércia do quadrritor.

A Hipótese **(H2.a)** assegura que a parcela da dinâmica translacional correspondente a variação da massa pode ser desprezada. Esta hipótese é razoável uma vez que, durante o pouso a trajetória de aproximação do solo pode ser escolhida lenta e o controle de posição pode ser sintonizado de forma a regular o quadrritor no ponto desejado para o pouso. Mesmo na presença de perturbações esta hipótese é razoável, pois esquemas de controle robustos podem ser utilizados para posição. É evidente que um prévio conhecimento das cargas a serem captadas/liberadas, um adequado trem de pouso e movimentos não muito acentuados asseguram que a Hipótese **(H2.b)** seja satisfeita.

2.1 Dinâmica da Altitude

Partindo da formulação bem conhecida de Newton-Euler, as dinâmicas rotacional e translacional podem ser obtidas, em particular, a dinâmica da altitude z pode ser escrita na forma [1]:

$$\ddot{z} = \frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}(t) + d(t), \quad \Theta^* := \frac{m(t)}{k_h(t)k_g(z(t), t)}, \quad (3)$$

$k_h(t) := \cos(\phi(t)) \cos(\theta(t))$, $\mathcal{W}(t) := F_z(t)$, $d(t) = -g$ considerado como uma perturbação de entrada, ϕ e θ sendo os ângulos de *Euler (roll e pitch)*, m sendo a massa total do quadrrirrotor, g sendo a aceleração da gravidade e F_z sendo a componente z do empuxo resultante $F_z^b = \begin{bmatrix} 0 & 0 & F_z \end{bmatrix}^T$ representado no referencial do corpo ($\{B\}$). Note que $\phi(t)$ e $\theta(t)$ são encarados como sinais exógenos. Assumindo que durante o pouso o controle de orientação do quadrrirrotor assegura pequenos ângulos de *roll* e *pitch*, tem-se que $\Theta^*(t) > 0, \forall t$. É claro que no caso em que $\phi(t)$ e $\theta(t)$ são sinais medidos o efeito de $k_h(t)$ na dinâmica de z em (3) pode ser compensado.

2.2 Objetivo de Controle

O objetivo é projetar uma lei de controle $\mathcal{U}$ que assegure a convergência assintótica do erro de saída (ou erro de rastreamento) para zero, ou para uma pequena vizinhança do zero, definido por

$$e(t) := \mathcal{Y}(t) - z_r(t), \quad (4)$$

mantendo todos os sinais do sistema em malha fechada uniformemente limitados, independentemente das incertezas. A trajetória de referência para o veículo é dada por

$$z_r(t) := z_d(t) + z_{r_{bias}} + z_{r_{init}} e^{-t/\tau_{z_r}}, \quad (5)$$

sendo $z_{r_{init}} > 4R$ a altura inicial da aproximação do quadrirrotor do solo na qual o *Efeito Solo* ainda é desprezível, $\tau_{z_r} > 0$ é uma constante que garanta uma aproximação suave do solo. Do ponto de vista prático, $z_{r_{bias}}$ corresponde ao tamanho do trem de pouso.

3 Controle Suave por Modos Deslizantes

Nesta seção considera-se o controlador suave a estrutura variável SSC [6] que é uma estratégia baseada em estrutura variável e que possui sinal de controle suave.

Sabe-se que um desafio a ser superado ao se implementar controladores a estrutura variável é a possível ocorrência do indesejável fenômeno de *chattering* induzido por não-idealidades como pequenos atrasos ou dinâmicas não-modeladas na planta.

O SSC é uma versão do controlador *VS-MRAC* (*VS-MRAC - Variable Structure Model Reference Control*) desenvolvido com base na formulação do controle do controlador *MRAC* (*Model Reference Adaptive Control*) convencional. O SSC de [6] foi generalizado para plantas lineares com grau relativo arbitrário

em [14] [13]. Este trabalho aponta a primeira generalização do SSC para a classe de plantas monovariáveis não lineares considerada neste trabalho (3), assumindo inicialmente o caso em que a velocidade da altitude está disponível para realimentação.

A topologia do controlador pode ser observada na Figura 1. A principal idéia em controle baseado em modos deslizantes é fechar a malha da variável de deslizamento (em geral o erro de rastreamento) com um relé, tendo função de modulação apropriada. Se o grau relativo¹ da malha da variável de deslizamento ($\tilde{\sigma}$) for unitário, uma malha ideal de deslizamento é formada ao redor da função de chaveamento e a variável de deslizamento tende a zero. A lei de controle é dada por:

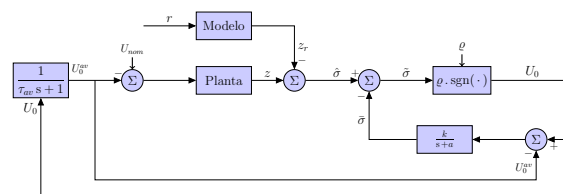


Figura 1: Topologia do Controle Suave por Modos Deslizantes (SSC - *Smooth Sliding Control*).

$$\mathcal{U} = u_{nom} - U_0^{av}, \quad U_0^{av} := \frac{1}{(\tau_{avs} + 1)} U_0, \quad (6)$$

sendo $U_0 := \rho(t)\text{sgn}(\tilde{\sigma})$, u_{nom} uma lei de controle projetada, inicialmente, com o conhecimento dos parâmetros nominais da planta, ρ a função de modulação, $\tilde{\sigma}$ a variável de deslizamento, U_0^{av} é a filtragem do sinal chaveado U_0 dado por:

$$\tau_{av}\dot{U}_0^{av} = -U_0^{av} + U_0. \quad (7)$$

Vale mencionar que, para uma constante de tempo τ_{av} suficientemente pequena, U_0^{av} é uma aproximação do controle equivalente estendido $(U_0)_{eq}$, quando deslizamento ideal ocorre [19]. A variável de deslizamento $\tilde{\sigma}$ é definida por:

$$\tilde{\sigma} := \sigma - \bar{\sigma}, \quad (8)$$

sendo $\bar{\sigma}$ a saída da malha de predição (ver Figura 1) e $\sigma = \dot{e} + K_1 e = L(s)e$, com $L(s) = s + K_1$. A realização de modos deslizantes ideais é importante para assegurar que o *chattering* seja evitado. No SSC, a superfície de deslizamento ideal é dada por $\tilde{\sigma}(t) \equiv 0$. Para o caso em que $\dot{z}$ é **medido** (medição de velocidade), os sinais $\dot{e}$ e σ estão disponíveis. A dinâmica da variável $\bar{\sigma}$ é dada por:

$$\dot{\bar{\sigma}} = -a\bar{\sigma} + k(U_0 - U_0^{av}), \quad (9)$$

sendo $a, k > 0$ constantes de projeto.

¹Trata-se do grau relativo ao redor do relé, ou seja, entre a saída do relé e a variável de deslizamento.

3.1 O SSC como um Controle Adaptativo Robusto

Este trabalho propõe uma segunda contribuição para o esquema do SSC. Substituindo a parcela u^{nom} do SSC por uma lei adaptativa, o SSC pode ser encarado como um Controle Adaptativo Robusto [7]. De fato, de (3) a dinâmica do erro de rastreamento (4) pode ser reescrita como $\ddot{e} = \frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U} + d - \ddot{z}_r$. Note que Θ^* varia no tempo, diferentemente da parametrização usual encontrada na literatura de controle por modelo de referência (MRC). Relembrando que $\sigma = \dot{e} + K_1 e$, ou equivalentemente, $\sigma = \dot{e} + K_1 e$, tem-se: $\dot{\sigma} = \ddot{e} + K_1 \dot{e} = \frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U} + d - \ddot{z}_r + K_1 \dot{e}$, ou ainda

$$\Theta^* \dot{\sigma} = \mathcal{U} - \mathcal{U}^*, \quad (10)$$

sendo $\mathcal{U}^* := \Theta^* \phi$ e $\phi := -(d - \ddot{z}_r + K_1 \dot{e})$. Para o caso em que $\dot{z}$ é medido, os sinais $\dot{e}$ e σ estão disponíveis, assim como o sinal ϕ , uma vez que $d = -g$ é conhecido. A parcela nominal do SSC é definida por: $u^{nom} = \Theta \phi$, sendo parâmetro Θ dado pela lei gradiente $\dot{\Theta} = -\gamma \sigma \phi$, com ganho de adaptação $\gamma > 0$.

3.2 Resultado de Estabilidade

O seguinte Teorema pode ser demonstrado.

Teorema 2 *Assuma que as Hipóteses (H1) e (H2) sejam válidas e que a velocidade $\dot{z}$ é medida. Considere a dinâmica da altitude (3) com lei de controle dada por (6), (9) e com variável de deslizamento $\tilde{\sigma}$ definida em (8). A trajetória a ser seguida é descrita em (5). Se a função de modulação satisfaz $\rho(t) \geq |\tilde{d}| + \delta$, $\forall t$ e para uma constante não-negativa pequena e arbitrária δ , com $\tilde{d} := (a\sigma - \frac{1}{\Theta^*} U_0^{av} - \frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}^* + \frac{1}{\Theta^*} u^{nom} + kU_0^{av})/k$, então a variável de deslizamento $\tilde{\sigma}$ torna-se identicamente nula após algum tempo finito $t_r \geq 0$. Além disso, para a constante de tempo τ_{av} do filtro de suavização (7) suficientemente pequena, o erro de rastreamento converge para um pequeno conjunto residual de ordem $\mathcal{O}(\tau_{av})$, e este conjunto residual não depende das condições iniciais.*

Observação 3 *Assim como na topologia do Controle Adaptativo Robusto [7], ou seja, a topologia formada por uma parcela adaptativa e outra robusta, a parcela adaptativa aqui também é utilizada visando reduzir a magnitude da ação de controle robusta (função de modulação). De fato, a perturbação $\tilde{d}$ que a função de modulação precisa superar no Teorema 2, apresenta o termo $(-\frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}^* + \frac{1}{\Theta^*} u^{nom}) = \frac{(\Theta - \Theta^*)}{\Theta^*} \phi$, que pode apresentar amplitude reduzida quando $\Theta \rightarrow \Theta^*$, resultando (na prática) em uma magnitude menor para a função de modulação ρ .*

4 Simulações Numéricas

Nas simulações a seguir, o ganho associado ao Efeito Solo será considerado desconhecido para o projeto do controlador e dado por (2) com $R = 0.16m$ e $\rho = 1.184$. Para simular a tarefa de Liberação de

carga, considera-se que a massa do quadrrorotor varia, sendo constante por partes, de acordo com $m(t) = \frac{1}{0.01s+1} \mu(t)$, sendo

$$\mu(t) = \begin{cases} 4.0, & \text{para } 0 < t < 30, \\ 3.5, & \text{para } t \geq 30. \end{cases} \quad (11)$$

Vale mencionar que de acordo com [1], pode-se utilizar $m(t) = \mu(t)$, sem alterar a solução da equação diferencial do sistema em malha fechada no sentido de Lebesgue. A planta utilizada é a descrita em [1], com: $g = 9.81$, $I_x = 0.082$, $I_y = 0.082$ e $I_z = 0.149$. A posição ($p = [x \ y]^T$), a orientação ($q = [\phi \ \theta]^T$) e o rumo (ψ) do quadrrorotor são reguladas em zero utilizando controladores PD convencionais (projetado via tentativa e erro) com os seguintes ganhos: $K_P^q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$, $K_D^q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$, $K_P^p = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$, $K_D^p = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$, $K_P^\psi = 5$ e $K_D^\psi = 2$. A dinâmica da altitude é dada por (3). A plataforma oscila de acordo com (1), sendo $A = 0.18$ e $\omega = 2\pi/10$. A trajetória a ser seguida é descrita em (5) com $\tau_{z_r} = 0.1$, $z_{r_{init}} = 1$ e $z_{r_{bias}} = 0.18$. O controlador SSC (6)–(9) é implementado com: $\tau_{av} = 0.1$, $K_1 = 2$, $a = 5$ e $k = 1$ e a função de modulação é implementada constante para simplificar ($\rho = 50$). Para o controlador SSC com adaptação foi considerado $\gamma = 5$. A Figura 2(a) apresenta o desempenho do SSC com e sem adaptação em malha fechada. Nota-se que ambos os esquemas asseguram o rastreamento da trajetória desejada, sendo que o SSC com ação adaptativa apresenta um transitório mais oscilatório. Além disso, observa-se uma robustez do SSC com respeito a liberação da carga que ocorre em $t = 30$, ver o correspondente sinal de controle na Figura 2(b), onde a reação é evidente em $t = 30$. Nota-se também que ambos os esquemas de controle (com e sem adaptação) resultam em sinais de controle similares após 10s. Isso se deve ao fato de que para o SSC sem adaptação ($u^{nom} = 0$) o termo $(-\frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}^* + \frac{1}{\Theta^*} u^{nom})$ presente na perturbação $\tilde{d}$ do Teorema 2 é dado por $(-\frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}^*) = (d - \ddot{z}_r + K_1 \dot{e})$ e que, neste exemplo, a aceleração da plataforma ($\ddot{z}_d$) presente em ($\ddot{z}_r$) é pequena. Para o caso de acelerações mais elevadas a ação adaptativa reduz a perturbação. Isso pode ser observado na Figura 3(b) onde, após o transitório, o termo $|\frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}^* + \frac{1}{\Theta^*} u^{nom}|$ é praticamente constante quando não se utiliza adaptação (linha azul) e reduz-se consideravelmente quando utiliza-se adaptação (linha vermelha). Esta redução ocorre exatamente quando Θ se aproxima de Θ^* , ver Figura 3(b). No controlador SSC com adaptação a altitude rastreia perfeitamente a referência, com resultados semelhantes (curvas não exibidas devido ao limite de espaço) ao do controlador Adaptativo Robusto [7], maiores detalhes em [1].

5 Resultados Experimentais

Neste trabalho foi projetado e desenvolvido um quadrrorotor. Os detalhes de todo o hardware podem ser encontrados em [1]. Nesta seção, são destacados dois experimentos: um de regulação e outro de ras-

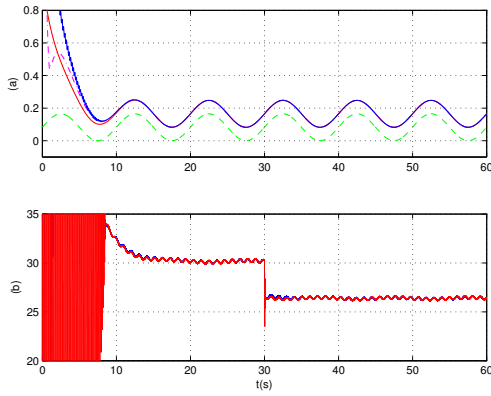


Figura 2: Resultados de simulação. Rastreamento: (a) altura z_d da plataforma (verde), trajetória desejada z_r (vermelho), altura considerando o controlador SSC (magenta) com adaptação e sem adaptação (azul); (b) sinal de controle considerando o controlador SSC (vermelho) com adaptação e sem adaptação (azul).

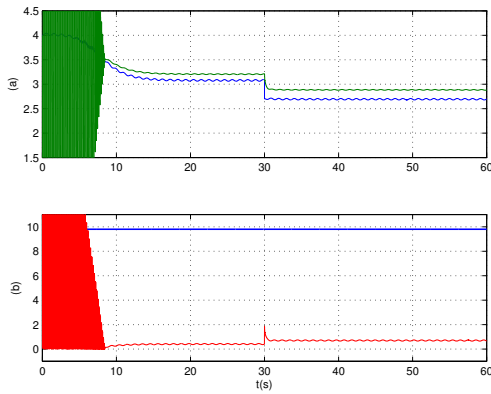


Figura 3: Resultados de simulação. Adaptação: (a) evolução temporal do sinal ideal $\Theta^*(t)$ (azul) e do correspondente sinal adaptado $\theta(t)$ (verde); (b) termo $(-\frac{1}{\Theta^*} \mathcal{U}^* + \frac{1}{\Theta^*} u^{nom}) = \frac{(\Theta - \Theta^*)}{\Theta^*} \varphi$ presente na perturbação $\tilde{d}$ do Teorema 2 quando se utiliza adaptação (vermelho) e sem utilizar adaptação (azul).

treamento do rumo. Um operador controla manualmente por meio do *joystick* a posição x , y e z , tendo F_z , ϕ_r e θ_r como sinais de controle. A orientação do quadricóptero é controlada por um PD com ganhos $K_p^q = 2I$ e $K_d^q = 0.5I$, sendo I a matriz identidade. O rumo é controlado por um PD com ganhos $K_p^\psi = 1$ e $K_d^\psi = 0.3$ sendo a referência senoidal e dada por $\psi_r = 10\sin(2\pi 0.15t)$. Na Figura 4(a), observa-se o devido rastreamento do ângulo de rumo ψ com referência senoidal, ainda que na presença de perturbações provenientes das variações nos ângulos de orientação e da altura.

Agora, regulando o rumo em zero, foi realizado um voo para **Observação do Efeito Solo**. Na Figura 4(b) pode-se observar a altura z (em azul) e o nível correspondente ao solo (em vermelho), com um *offset* do sensor ultrassônico. A Figura 4(c) apresenta

o sinal de controle F_z utilizando o produto $F_z k_h$, sendo k_h definido em (3), para deixar evidente a presença de *Efeito Solo*. Este produto corresponde a uma melhor aproximação da força vertical atuante na altura do quadricóptero, uma vez que considera os ângulos de orientação. Os pontos marcados na Figura 4 em z e F_z são pares correspondentes a instantes de velocidade vertical praticamente nula, portanto a força vertical nestes instantes correspondem ao peso do quadricóptero. Neste ensaio não há variação de massa durante o voo. O aumento da força necessária para manter o quadricóptero pairado diante do aumento da altura, corresponde a uma evidência do *Efeito Solo*.

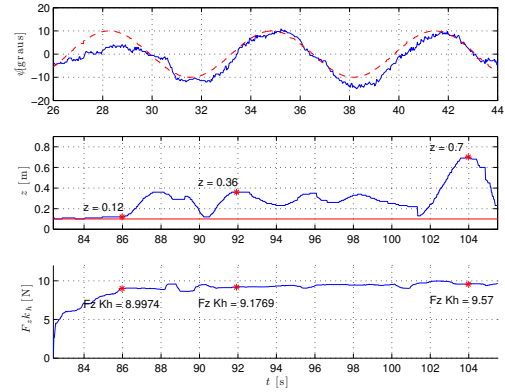


Figura 4: Resultados Experimentais com posição (x , y e z) controlada manualmente e com controle PD de orientação: (a) rastreamento do rumo (ψ); (b) rumo regulado, altura z (em azul) e nível correspondente ao solo (vermelho); (c) evolução temporal do termo $k_h \mathcal{U} = F_z k_h$.

6 Conclusão

Neste trabalho, o foco foi dado ao problema de pouso de um quadricóptero em uma plataforma que oscila verticalmente levando em conta o efeito aerodinâmico de aumento do ganho nos atuadores quando próximo a uma superfície, denominado de *Efeito Solo*. Também foi considerado a perturbação proveniente da variação de massa que ocorre durante a captação/liberação de uma carga. Para realizar o pouso foi definida uma trajetória de aproximação da plataforma que foi utilizada como sinal de referência para o controle de rastreamento. Buscando gerar uma lei de controle robusta e suave, a lei de controle suave por modos deslizantes (SSC) foi abordada. Este trabalho apresenta a primeira generalização do SSC para a classe de plantas considerada neste trabalho. Verificou-se na prática que a parcela adaptativa promove uma redução na magnitude da ação de controle robusta. De forma geral uma boa robustez com respeito a variação de massa e *Efeito Solo* no desempenho em malha fechada para rastreamento da trajetória de aproximação da plataforma foi obtida. Simulações numéricas ilustraram o desempenho em malha fechada do SSC e, utilizando controladores PD para o rumo e para a orientação (*pitch* e *roll*)

e controlando remotamente a posição do quadrrirrotor, p de-se verificar por meio de experimentos de voo a evidência da presença do *Efeito Solo*.

Referências

- [1] CATUNDA, P. R. Y. Controle robusto suave aplicado ao pouso de quadrrirrotos. Dissertação, Programa de Engenharia Elétrica - Universiade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Março 2016.
- [2] CHEESEMAM, I., AND BENNETT, W. The effect of ground on a helicopter rotor in forward flight. *Aeronautical Research Council*, no. 3021 (1955).
- [3] DANJUN, L., YAN, Z., ZONGYING, S., AND GENG, L. Autonomous Landing of Quadrotor based on Ground Effect Modelling. *Proceedings of the 34th Chinese Control Conference - Hangzhou, China* (2015), 5647–5652.
- [4] DOUGHERTY, J., LEE, D., AND LEE, T. Laser-Guided Autonomous Landing of a Quadrotor UAV on an Inclined Surface. *American Control Conference* (2014), 1210–1215.
- [5] HERISS , B., HAMEL, T., MAHONY, R., AND RUSOTTO, F.-X. Landing a VTOL Unmanned Aerial Vehicle on a Moving Platform Using Optical Flow. *IEEE Transactions on Robotics* 28, 1 (2012), 77–89.
- [6] HSU, L. Smooth sliding control of uncertain systems based on a prediction error. *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 7, 4 (1997), 353–372.
- [7] HU, B., LU, L., AND MISHRA, S. Fast, safe and precise landing of a quadrotor on an oscillating platform. *American Control Conference - Chicago, IL, USA* (2015), 3836–3841.
- [8] IOANNOU, P., AND SUN, J. *Robust Adaptive Control*. Prentice-Hall, 1996.
- [9] LEE, D., RYAN, T., AND KIM, H. J. Autonomous landing of a vtol uav on a moving platform using image-based visual servoing. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on* (May 2012), pp. 971–976.
- [10] LING, K., CHOW, D., DAS, A., AND WASLANDER, S. L. Autonomous maritime landings for low-cost VTOL aerial vehicles. In *Proceedings - Conference on Computer and Robot Vision, CRV 2014* (2014), pp. 32–39.
- [11] MARCONI, L., ISIDORI, A., AND SERRANI, A. Autonomous vertical landing on an oscillating platform: An internal-model based approach. *Automatica* 38, 1 (2002), 21–32.
- [12] OH, S. R., PATHAK, K., AGRAWAL, S. K., POTA, H. R., AND GARRATT, M. Approaches for a tether-guided landing of an autonomous helicopter. *IEEE Transactions on Robotics* 22, 3 (2006), 536–544.
- [13] PEIXOTO, A., LIZARRALDE, F., AND HSU, L. Experimental results on smooth sliding control of uncertain systems. In *Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Decision and Control* (Orlando, Florida USA, 2001), pp. 928 – 933.
- [14] PEIXOTO, A., LIZARRALDE, F., AND HSU, L. Further results on smooth sliding control of uncertain systems. In *Proc. American Contr. Conf.* (Anchorage, 2002), pp. 2380–2385.
- [15] POUNDS, P., MAHONY, R., AND CORKE, P. Modeling and control of a large quadrotor robot. *Control Engineering Practice* 18, 7 (2010), 691–699.
- [16] SANCHEZ-LOPEZ, J. L. J., SARIPALLI, S., CAMPOY, P., PESTANA, J., AND FU, C. Toward visual autonomous ship board landing of a vtol uav. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems* (2013), 779–788.
- [17] SHARF, I., NAHON, M., HARMAT, A., KHAN, W., MICHINI, M., SPEAL, N., TRENTINI, M., TSADOK, T., AND WANG, T. Ground effect experiments and model validation with Draganflyer X8 rotorcraft. *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2014 - Conference Proceedings* (2014), 1158–1166.
- [18] TRUSKIN, B. L., AND LANGELAAN, J. W. Vision-based Deck State Estimation for Autonomous Ship-board Landing. *AHS 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona*, (2013).
- [19] UTKIN, V. I. *Sliding Modes in Control and Optimization*. Springer-Verlag, 1992.
- [20] VLANTIS, P., MARANTOS, P., BECHLIOULIS, C. P., AND KYRIAKOPOULOS, K. J. Quadrotor Landing on an Inclined Platform of a Moving Ground Vehicle. *Proc. of IEEE International Conference on Robotics and Automation - Washington State Convention Center* (2015), 2202–2207.
- [21] YANG, X., POTA, H., GARRATT, M., AND UGRINOVSKII, V. Prediction of vertical motions for landing operations of UAVs. In *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control* (2008), pp. 5048–5053.