

20 A 24 DE MAIO DE 2018 SALVADOR – BA – BRASIL

Simulação de Sistema de Controle de Atitude para Foguetes

Daniel Maia Evangelista, danielmenator@gmail.com¹

Claus Wehmann, Claus.wehmann@ufc.br²

João Reinaldo Imbiriba da Rocha Júnior, Imbiriba@unifor.br¹

Jarbas Aryel Silveira, jarbassilveira@gmail.com²

¹Universidade de Fortaleza - UNIFOR, CE Brasil

²Universidade Federal do Ceara - UFC, CE Brasil

Resumo: *Sistemas de controle responsáveis por possibilitar a reutilização de foguetes, é uma tecnologia revolucionária para o mercado de acesso ao espaço. Nesse trabalho é apresentado o desenvolvimento de uma solução de controle de atitude para foguetes a partir de jatos propulsores. A solução proposta pode futuramente levar ao desenvolvimento de um sistema de controle de pouso de foguetes reutilizáveis. A solução apresentada é desenvolvida no ambiente de simulação de alta fidelidade do MATLABTM. A modelagem do sistema do sistema buscou a correspondência de simulação com o mundo real, facilitando a implementação do sistema em hardware. O estudo da simulação mostrou que o sistema proposto seria eficiente na tarefa designada.*

Palavras-chave: *Controle, Foguete, Sistemas de Controle, Simulação Computacional.*

1. INTRODUÇÃO

O maior custo em um lançamento orbital vem da construção do foguete, que comumente voa apenas uma vez. Seguindo o exemplo das companhias aéreas, cujos transportes podem voar inúmeras vezes durante sua vida útil, o desenvolvimento de foguetes reutilizáveis pode reduzir bastante o custo das viagens espaciais. Enquanto os foguetes comuns não são projetados para resistir ao percurso de reentrada orbital, os foguetes reutilizáveis não apenas resistem a esse trajeto, mas também conseguem pousar suavemente no solo. Dessa forma, não sofrem avarias e podem voar novamente SPACEX (2015).

Um exemplo de foguetes reutilizáveis são os de lançamento e aterrissagem vertical, *Vertical Landing and Vertical Takeoff* (VLVT), que são completamente reutilizáveis. A aterrissagem vertical do foguete, sem avarias, necessita de um controle autônomo que, durante o processo de descida, desacelera o veículo, afim de proporcionar uma aterrissagem suave e o mantém o equilibrado na vertical, permitindo ao veículo que permaneça de pé e não caia durante a aterrissagem NONAKA *et al.* (2006).

Como os foguetes reutilizáveis têm como objetivo principal a redução de custo, é ilógico implementar a tecnologia VLVT diretamente em um foguete, antes mesmo da tecnologia ser testada e aprovada. Para reduzir custos de desenvolvimento da tecnologia, a modelagem, a simulação e a prototipagem são essenciais Butler *et al.* (1999). Assim, como estratégia de redução de custo e de teste de configurações, o controle de atitude é primeiramente testado em um ambiente de simulação computacional de alta fidelidade.

Atualmente, há poucos trabalhos científicos sobre controle VLVT divulgados no Brasil. No entanto, é possível realizar o estudo sobre essa tecnologia fazendo relação a outras pesquisas já consolidadas. Tais pesquisas, como o controle do pêndulo invertido, que consiste em estudo para se obter o equilíbrio de um sistema e o controle de velocidade e distancia de automóveis autônomos, propiciam avanços importantes no controle de atitude para pousos de foguetes. A partir das relações feitas entre as pesquisas de pendulo invertido e de controle de velocidade e distancia com o assunto foco deste artigo foi simulado, em ambiente de alta fidelidade, um controlador de atitude para foguetes.

2. Objetivo

O objetivo deste artigo é explicar a fundamentação para o desenvolvimento ou a simulação de um sistema que permita o controle de atitude de um foguete de forma que em um futuro possa ser implementado em um sistema VLVT ou a simples manobrabilidade do foguete.

3. Sistemas de Controle

A ideia de sistemas de controle é simples e vasta. Ele consiste em subsistemas e processos construídos com o objetivo de se obter uma resposta desejada com um desempenho desejado, dada uma especifica estrada ao sistema maior. Por

exemplo: em um elevador, quando o botão do quarto andar é pressionado no primeiro andar, o elevador tem que se dirigir até o quarto andar com uma certa velocidade e exatidão projetada. Todo o equipamento para o funcionamento do elevador é o sistema maior o qual deve ser controlado, a pressão no botão do quarto andar é uma entrada que representa o resultado desejado, a saída do sistema é a posição do elevador e o sistema de controle são todos os componentes responsáveis pelo elevador se deslocar para a posição desejada NISE (2014).

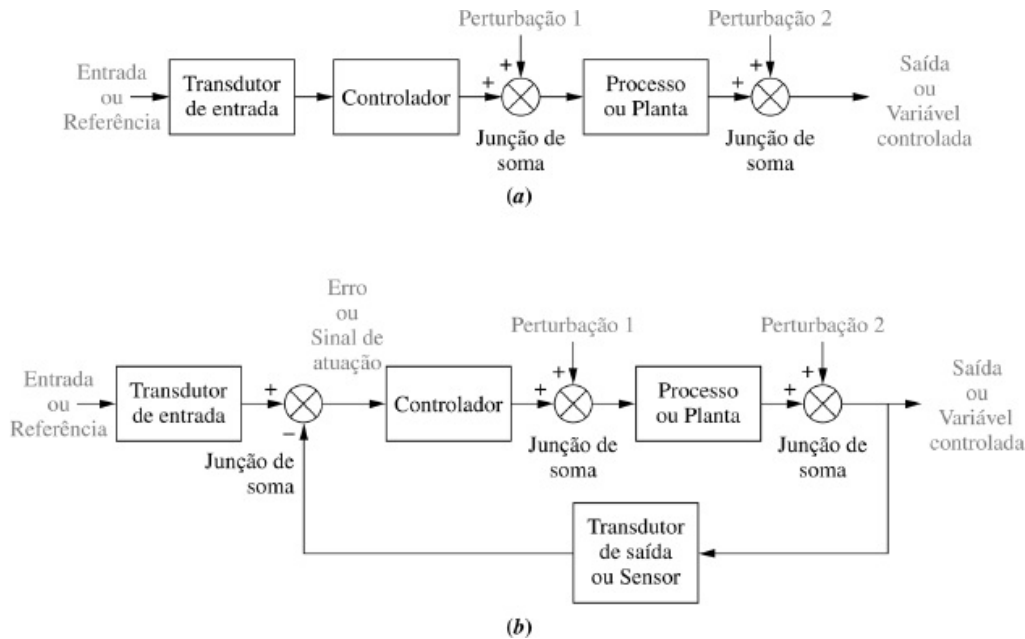


Figura 1: Diagrama de blocos de sistemas de controle: a. sistema em malha aberta; b. sistema em malha fechada-NISE (2014).

3.1 Realimentação Negativa

Realimentação negativa, ou retroação negativa, é um conceito importantíssimo e bastante usado em sistemas de controle naturais e tecnológicos. A ideia desta realimentação é simples: em um sistema a realimentação é responsável por subtrair da resposta desejada de um sistema a resposta obtida, calculando assim um erro. A partir do erro calculado, a ação sobre o sistema vai variando com o tempo, tendendo a tornar esse erro igual a zero. Em sistemas de controle, a realimentação negativa traz propriedades excepcionais como: robustez e simplicidade de aplicação KARL and Murray (2007).

Um exemplo de sistema de controle a partir de realimentação negativa é o responsável por manter a velocidade de um veículo de acordo com a desejada. Nesse exemplo, um sensor seria responsável por fornecer ao sistema de controle o valor real da velocidade do veículo. É calculado o erro entre a velocidade desejada e a obtida através do sensor; esse valor calculado modifica a ação do controlador sobre o sistema afim de se obter o erro igual a zero KARL and Murray (2007).

Apesar da aplicação da realimentação negativa em um sistema de controle trazer grandes benefícios, apenas a retroação não garante a convergência do erro a zero e não possibilita especificação da saída do sistema de acordo com o desejado. A partir dessas falhas que a realimentação negativa não consegue resolver foram desenvolvidos controladores, que a partir do erro observado através da realimentação negativa, agem sobre o sistema a fim de se obter qualquer resposta desejada KARL and Murray (2007).

3.2 Controlador PID

O controlador *PID* é tipo de controlador de uso generalizado para resolver problemas na área de controle. Aproximadamente 95% dos controladores usados na área industrial são controladores *PID* KARL and Murray (2007).

O princípio de funcionamento do controlador *PID* é realizar o controle de uma ação sobre o sistema, $u(t)$, a partir da soma de três operações calculadas do erro variante no tempo, $e(t)$, obtido pela realimentação. Em cada operação é imposto um coeficiente que determina a sua relevância. Tais coeficientes são: o valor proporcional, K_p , o integrativo, K_i , e o derivativo, K_d . O valor da ação do controlador é matematicamente expresso assim:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(T) dT + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

O objetivo da ação sobre o sistema é possibilitar a especificação da resposta desejada e garantir a convergência do erro obtido a zero KARL and Murray (2007).

Cada componente da soma que resulta na ação sobre o sistema tem uma função diferente. Por isso, pode-se considerar o controlador *PID* como o resultado de três controladores individuais funcionando em conjunto.

Para a implementação do *PID*, os coeficientes, comumente chamados também de ganho, devem ser definidos, de forma que resposta satisfaça a demanda do projeto. O processo de encontrar os valores dos ganhos desejados é chamado de sintonização de *PID*. Muitas vezes o processo de sintonização é feito na base de teste e erro, mas existe um método mais analítico para encontrar os valores dos coeficientes, conhecido como o método de sintonização Ziegler-Nichols DORF (2011).

4. Metodologia

O trabalho é iniciado com uma revisão acerca do tema foguetes reutilizáveis. Neste ponto faz-se necessária a identificação do sistema atuante para o controle de pouso e a análise do seu funcionamento. Em seguida é gerada e discutida uma hipótese sobre o funcionamento do sistema em estudo. E logo após são pesquisados temas que possuem semelhança com o sistema objeto deste trabalho. Tais atividades têm a finalidade de levantamento de dados e melhor entendimento da área de estudo.

A fase de levantamento de dados é concluída quando se torna possível propor um protótipo de funcionamento semelhante ao do sistema de estudo, que permita o teste da hipótese anteriormente gerada. A partir do protótipo proposto é feita a definição dos componentes necessários (hardware e software) e como serão utilizados no dispositivo. Depois da definição dos componentes, inicia-se a fase de modelagem matemática do modelo dinâmico representante do protótipo.

Na teoria de controle, as funções de transferência são comumente utilizadas para a representação de sistemas dinâmicos. De início, é encontrada a relação saída-entrada do sistema de controle de atitude para foguete, observando o comportamento da cinemática. A dinâmica do sistema de controle de atitude é mostrada na Fig. 1. A análise da dinâmica mostra que forças laterais ao foguete geram rotação alterando o valor do ângulo *theta* (θ).

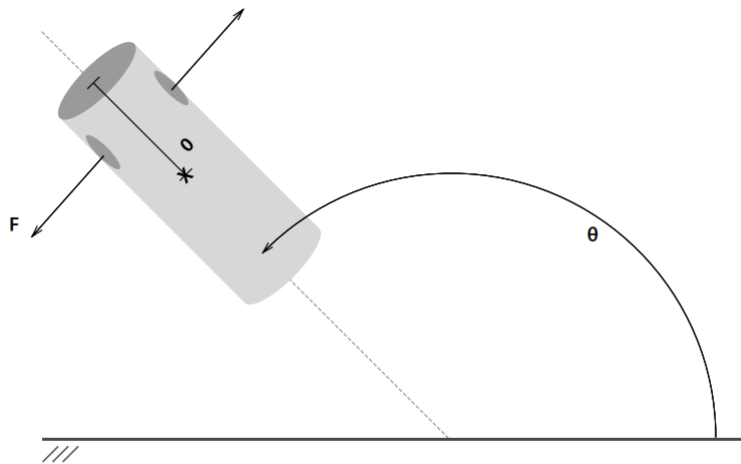


Figura 2: Representação esquemática do foguete como pêndulo invertido

Em busca de se encontrar a relação entre as forças laterais e o ângulo do sistema, aplica-se a segunda lei de Newton no sistema apresentado na Fig. 2; desconsiderando resistências e atritos no ambiente, obtém-se:

$$T(t) = J \frac{d^2\theta(t)}{dt^2} \quad (2)$$

$$T(t) = F(t) * l \quad (3)$$

Onde:

J = Momento de Inércia. T = Torque. l = Distância da origem da força ao centro de massa do sistema.

A partir da Eq. (2), aplica-se a transformada de Laplace, assumindo que todas as condições iniciais são nulas, obtendo-se a seguinte função de transferência (saída pela entrada):

$$\frac{\theta(s)}{T(s)} = \frac{1}{Js^2} \quad (4)$$

A função de transferência encontrada relaciona a saída do sistema, o ângulo *theta* (θ), com a entrada, o torque T . Deve-se lembrar que o sistema será um corpo livre, logo a gravidade atuará sobre o corpo provendo constantemente uma

força dinâmica que compõem o torque de entrada, multiplicando pelo cosseno do ângulo θ (θ). Logo a entrada do sistema será:

$$T(t) = (F_c(t) + P * \cos \theta(t)) * l \quad (5)$$

Onde:

F_c = Força controlada. P = Peso.

Com as equações que representam a cinemática do sistema encontradas, pode-se seguir para a busca das equações que representam o funcionamento do atuador, que será um sistema de propulsão, o qual proverá a força controlada ao sistema através do empuxo.

A propulsão de foguetes é um assunto bastante complexo. Para a sua compreensão são necessários conhecimentos de, pelo menos, mecânica, termodinâmica e química. Basicamente, a propulsão de foguetes funciona a partir da troca de momento entre um fluxo de gás a alta velocidade e o veículo. O propulsor para controle de atitude abordado não possui um comportamento dinâmico (com força de magnitude ajustável) e sim binário (*ON-OFF*), gerando uma força constante, quando acionado, que modifica o sistema.

O sistema de controle foi baseado em uma estrutura utilizando um controlador *PID*. A malha projetada funciona sobre realimentação com o controlador e utiliza a medição da saída do sistema para compará-la com o valor de saída desejado. Usualmente, o controle de realimentação de malha fechada é projetado como na Fig. 3. Porém, como os propulsores a jato têm comportamento binário, depois do controlador deverá ser projetado um modulador por largura de pulso (Pulse-Width Modulation, PWM) com a finalidade de tornar o comportamento do atuador semelhante a um sistema dinâmico.

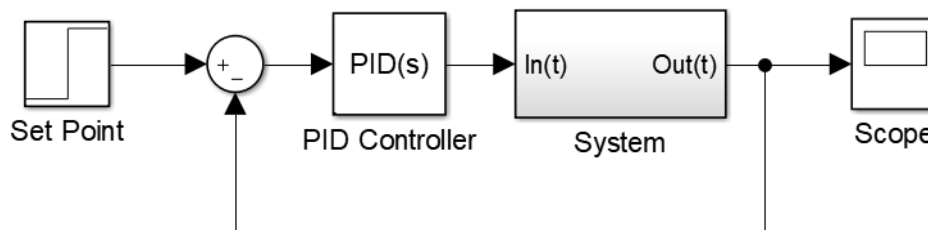


Figura 3: Diagrama em Blocos do Sistema

Utilizando os conceitos discutidos anteriormente, a simulação do problema é realizada no software de simulação MATLABTM. O sistema de controle projetado pode ser projetado em blocos, semelhantes como mostrado na Fig. 3, na ferramenta do software SIMULINKTM.

Com a simulação montada no ambiente no MATLABTM, utiliza-se o método de Ziegler-Nichols para se definir os valores dos coeficientes do controlador *PID*, com a finalidade de obter-se a resposta desejada na saída do sistema. Finalmente, a partir da análise dos dados obtidos, após a definição dos valores do controlador, chega-se às conclusões finais sobre o funcionamento do protótipo, identificando se a abordagem do protótipo resulta em uma solução à problemática.

5. Resultados e Discussão

O sistema proposto é dependente de certos valores que são definidos devido a estrutura do sistema. Para a realização da simulação foram escolhidos: $P = 1Kg$, $l = 0.5m$, $J = \frac{1}{12}gm$ e $F_c = 15N$.

Com os valores estruturais para o sistema definidos, a simulação no MATLABTM pode ser realizada. A simulação é utilizada para a definição dos valores dos coeficientes do controlador *PID*. A partir do método de Ziegler-Nichols encontraram-se tais valores: $K_P = 0.2$, $K_I = 0$ e $K_D = 1$.

Obtidos os valores acima, a simulação foi efetuada com o valor de saída desejado igual a 90 e com o ângulo inicial do sistema igual a 35°, para melhor representar a situação de foguete. O resultado obtido mostrou que o sistema de controle foi capaz de convergir a saída do sistema para uma faixa de valores próximos ao desejado. Na Fig. 4 a seguir tem-se o resultado obtido pela simulação.

Na Fig. 3 apresenta-se a no eixo x o tempo em segundos e no eixo y em graus o valor do ângulo θ (θ) em amarelo, o valor desejado no sistema, em azul e o erro atuante no controlador, em laranja.

O resultado obtido pelo software mostra que, em simulação, o sistema de controle teve êxito na tarefa de controlar o ângulo θ (θ) e obter valores próximos ao desejado. Em aproximadamente 25 segundos, a resposta do sistema já se encontrava bem próxima ao valor desejado, um tempo aceitável para a aplicação.

6. Conclusão

A simulação mostrou que, a partir do controle de propulsão a jatos laterais, é teoricamente possível realizar o controle de atitude de foguetes. Os resultados mostram uma constante oscilação na saída do sistema, mas tal oscilação é, possivelmente, muito pequena para causar problemas.

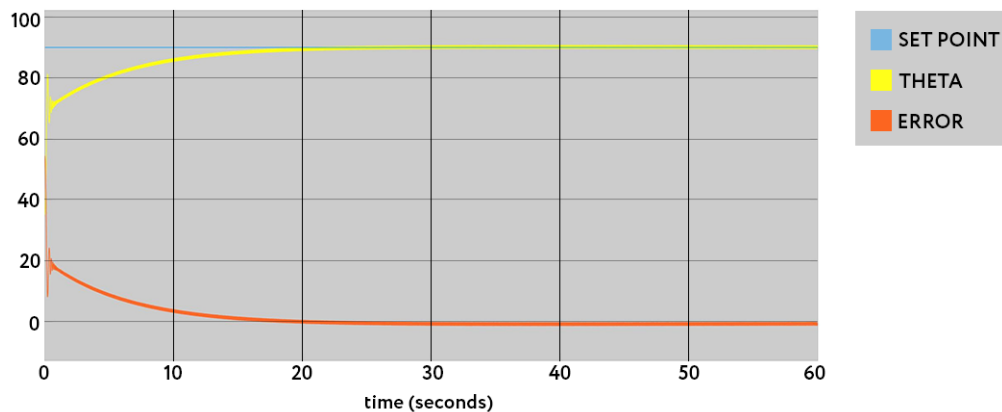


Figura 4: Resultado da simulação mostrando a evolução do ângulo θ

Considerando a altura que o foguete irá atingir de 200 km, o equivalente para atingir a órbita baixa terrestre baixa, o corpo demorará aproximadamente 202 segundos para atingir o chão, em queda livre. Portanto os 25 segundos, obtido na simulação, 12,4% do tempo de queda livre, cabendo lembrar que a decida de um foguete não se dá em queda livre, o tempo de decida certamente é outro parâmetro controlado, portanto o tempo encontrado para estabilizar o sistema será mais que funcional.

A análise dos resultados obtidos propõe que seja construído um modelo físico do sistema proposto para confirmar os dados obtidos na simulação. O modelo físico será tratado em futuros trabalhos, primeiramente sendo testado em uma bancada para prova de conceito, depois em um protótipo de foguete e enfim em um modelo de foguete.

7. AGRADECIMENTOS

Aos professores Claus Wehmann, João Imbiriba e Jarbas Silveira, que proporcionaram o conhecimento e o estímulo necessários para a realização deste trabalho, fazendo-me acreditar na minha capacidade de realização.

8. REFERÊNCIAS

- Butler, K.L., Ehsani, M. and Kamath, P., 1999. "A matlab-based modeling and simulation package for electric and hybrid electric vehicle design". *IEEE TRANSACTIONS ON VEHICULAR TECHNOLOGY*, Vol. 48, pp. 1770–1778.
- DORF, R., 2011. *Sistemas de Controle Moderno*. PEARSON, New Jersey, EUA.
- KARL, J. and Murray, R., 2007. *Feedback System*. DRAFT, Santa Barbara, EUA.
- NISE, N., 2014. *Sistemas de Controle Moderno*. LTC, Rio de Janeiro, Brasil.
- NONAKA, S., WATANABE, K., KATO, H., OGAWA, H. and INATANI, Y., 2006. "Aerodynamics of vertical landing rocket vehicle with engine thrust in landing phase". *Japan Aerospace Exploration Agency*, Vol. 44, pp. 9–12.
- SPACE X, 2015. "Reusability: The key to making human life multi-planetary". *I Dont KNOW*.

9. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

Attitude Control System Simulation for Rockets

Daniel Maia Evangelista, danielmenator@gmail.com¹

Claus Wehmann, Claus.wehmann@ufc.br²

João Reinaldo Imbiriba da Rocha Júnior, Imbiriba@unifor.br¹

Jarbas Aryel Silveira, jarbassilveira@gmail.com²

¹Universidade de Fortaleza - UNIFOR, CE Brasil

²Universidade Federal do Ceara - UFC, CE Brasil

Abstract: Control Systems responsible for allowing the rocket re-utilization, is a revolutionary technology for the space access market. This article presents the development of an attitude control solution for rockets by propellant jets. The proposed solution may in the future lead to the development of a reusable rocket landing control system. The solution presented is developed the MATLABTM simulation environment. The system modeling sought the correspondence of the real world, facilitating the system hardware implementation. The simulation study showed that the proposed system would be efficient in the task assigned.

Keywords: Control, Rocket, System Control, Computer Simulation.