



Controle Preditivo Orbital para Manobras de Rendezvous

Arthur Alex Felipe Barbosa Moreno ¹, Helio Koiti Kuga ¹, Valdemir Carrara ¹

¹ Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Departamento de Controle e Mecânica Celeste - CMC.

arthur.moreno@inpe.br

Resumo. *Os últimos estudos sobre controle automático em manobras espaciais tem focado na autonomia da espaçonave, segurança e execução de manobras improvisadas. Futuras missões em órbitas excêntricas requerem modelos matemáticos para dinâmica de movimento relativo e métodos de controle mais versáteis. O trabalho descreve um método que utiliza um modelo não linear e variante no tempo, superando limitações de modelos clássicos como as equações de Clohessy-Wiltshire e Tschauner-Hempel. O controlador preditivo proposto permitiu manobras de rendezvous em órbitas alvo adaptadas da ISS e Dragon CRS, com separações iniciais superiores a 1000 m, demonstrando versatilidade em órbitas excêntricas e circulares.*

Palavras-chave: Controle Preditivo; *Rendezvous*; Movimento Relativo .

1. Introdução

As operações com manobras orbitais que envolvem dois satélites e culminam em um encontro orbital são comumente conhecidas como manobras de *Rendezvous* e *Docking*, também referidas pelo acrônimo RVD (XIE et al., 2018). Segundo Botelho et al. (2020), estas manobras de encontro orbital se dá quando dois satélites alcançam, ao mesmo tempo, a mesma posição e velocidade num sistema de coordenadas com referencial inercial. Esta manobra é uma tecnologia fundamental e necessária para missões espaciais como montagem em órbita de unidades maiores, reabastecimento de plataformas e estações espaciais, reparo de espaçonaves em órbita ou captura e retorno de espaçonaves à Terra (FEHSE, 2008) .

Segundo Fehse (2008), o primeiro *rendezvous* (encontro) e *docking* (acoplamento) entre duas espaçonaves ocorreu em março de 1966, o qual foi realizado por Neil Armstrong e Dave Scott manualmente dentro da espaçonave *Gemini* e acoplaram com uma espaçonave alvo não tripulada, chamada *Agena*. Contudo, a primeira manobra de *rendezvous* automática ocorreu apenas em 1967, quando as espaçonaves soviéticas Cosmos 186 e 188 se acoplaram. Assim, nas últimas cinco décadas foram realizadas centenas de missões de encontro orbital. O trabalho seminal de Fehse (2008) mostra a quantidade de espaçonaves envolvidas nessas missões de RVD e estão divididas em mais de dez séries, incluindo Gemini, Apollo, ônibus espacial, Demonstração da Tecnologia de Encontro Autônomo (DART), Operações Robóticas de Transporte Espacial Autônomo (ASTRO) dos EUA, as espaçonaves Soyuz e Progress da antiga União Soviética, Veículo de Transferência Automatizado (ATV) da Agência Espacial Europeia (ESA), espaçonave Shenzhou da China e a Estação Espacial Internacional (*International Space Station* - ISS).



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

Na literatura de controle do movimento relativo orbital, este problema já foi resolvido a partir de uma grande variedade de abordagens, tais como: controle PID (Proporcional Integral Derivativo) (OKASHA; NEWMAN, 2014), Regulador linear-quadrático (FERREIRA, 2020), controlador LQG (*Linear Quadratic Gaussian*), teoria de Lyapunov (WEISS et al., 2015), Campos Potenciais Artificiais (BEVILACQUA; LEHMANN; ROMANO, 2011), e sobretudo o controle preditivo baseado em modelo (JEWISON; ERWIN; SAENZ-OTERO, 2015). O destaque para o controle preditivo baseado em modelo (ou *Model Predictive Control-MPC*) se dá por sua versatilidade em várias situações, como: para os sistemas lineares e não lineares; para os sistemas SISO (*Single-Input Single-Output*) e MIMO (*Multiple-Input Multiple Output*); para os sistemas de parâmetros variantes e invariantes no tempo; além disso, lida com as restrições de entradas, saídas e estados dentro de um algoritmo de otimização, como descrito por Maciejowski (2002).

Por um lado, este trabalho apresenta um foco na derivação de alguns modelos matemáticos adequados para manobras de encontro orbital que compreendem distâncias relativas da ordem de metros, como o *closing*, até distâncias reservadas comumente ao estágio de *phasing*; modelos estes que serão derivados a partir do problema de dois corpos, sistematizando o conhecimento, descrevendo o movimento relativo orbital kepleriano e a variação de massa do satélite perseguidor resultante da expulsão de propelente. Por outro lado, este trabalho mostra também como solucionar o problema de *rendezvous*, utilizando-se de dois modelos clássicos (CW e TH) e um modelo não linear do movimento relativo, a partir de uma técnica de controle preditivo, a saber o MPC.

Neste trabalho, a seção 2 apresenta os modelos matemáticos de descrição do movimento relativo não-linear, linear, e linearizados, variantes e invariantes no tempo, apresentando suas principais diferenças conceituais e matemáticas. Na seção 3 apresenta a técnica e os paradigmas de controle preditivo, com restrição de entradas e saídas; e aplicada ao problema de manobras de *rendezvous* e o ambiente de simulação numérica utilizando-se de missões reais para validação do que foi proposto, intermédio de comparação entre os diversos modelos internos para o MPC para solução do problema de *rendezvous*. Por fim, seção 5 mostra o fechamento do trabalho, com a síntese dos principais resultados e as perspectivas futuras.

2. Movimento relativo orbital

Para o presente trabalho será considerado uma formação alvo-perseguidor (*target/chaser*), composta por dois satélites. O satélite perseguidor é controlado para realizar a manobra de *Rendezvous*, enquanto o satélite alvo orbite livremente a Terra. O alvo apresenta o sistema de referência do movimento relativo. A derivação do movimento relativo aqui será tomada a partir do mesmo formalismo encontrado nos trabalhos de Sherrill (2013); Felisiak (2015).

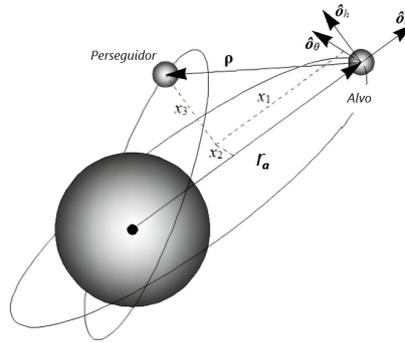
2.1. Equações não lineares do movimento relativo

As equações de movimento relativo desenvolvidas nesta subseção utiliza um sistema de referência cartesiano, chamado local-vertical local-horizontal (LVLH), anexado no centro de massa do satélite alvo. Este sistema de referências é determinado a partir da tríade de vetores unitários $\{\hat{o}_r, \hat{o}_\theta, \hat{o}_h\}$. como ilustrado na Figura 1.

Este sistema de coordenadas gira com o raio vetor do alvo, r_a , num sistema de referência conveniente para descrever o movimento relativo, chamado eventualmente de sistema de coordenadas de referência de Hill ou CW. Neste sistema de coordenadas preso ao satélite alvo, tem-se: \hat{o}_r na direção radial, \hat{o}_h na direção da quantidade de movimento angular, e \hat{o}_θ completando a tríade ortogonal da regra da mão direita. No sistema LVLH, o perseguidor está localizado na posição



Figura 1. Local-Vertical, Local-horizontal (LVLH).



Fonte: Adaptado de Sherrill (2013).

$\vec{\rho} = (x_1, x_2, x_3)$, logo, a posição do perseguidor no sistema geocêntrico terrestre inercial, ECI, é dada pela seguinte equação.

$$\vec{r}_p = \vec{r}_a + \vec{\rho} = (r_a + x_1)\hat{\theta}_r + x_2\hat{\theta}_\theta + x_3\hat{\theta}_h \quad (1)$$

Rearranjando os termos num sistema de equações obtemos o formato NERM (*Nonlinear Equations of Relative Motion*), como descrito em Felisiak (2015) e Sherrill (2013), dado por:

$$\ddot{x}_1 - \dot{f}x_2 - f^2x_1 - 2\dot{x}_2\dot{f} - \frac{\mu}{r_a^3} = -\frac{\mu}{r_p^3}(r_a + x_1) \quad (2)$$

$$\ddot{x}_2 + \dot{f}x_1 - f^2x_2 + 2\dot{x}_1\dot{f} = -\frac{\mu}{r_p^3}x_2 \quad (3)$$

$$\ddot{x}_3 = -\frac{\mu}{r_p^3}x_3 \quad (4)$$

2.2. Equações lineares do movimento relativo

As equações de movimento não lineares apresentadas na subseção anterior podem ser linearizadas para pequenas separações entre o alvo e o perseguidor. O raio do perseguidor pode ser linearizado como mostrado nas equações a seguir, e truncando os termos de ordem superior, analogamente ao encontrado por Sherrill (2013), temos:

$$\frac{\mu}{r_p^3} \approx \frac{\mu}{r_a \sqrt{\left(1 + \frac{2x_1}{r_a}\right)^3}} \approx \frac{\mu}{r_a} \left(1 - \frac{3x_1}{r_a}\right) \quad (5)$$

Então, obtemos o formato LERM (*Linearized Equations of Relative Motion*) geral para órbitas elípticas, dado por:



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

$$\ddot{x}_1 - 2\dot{x}_2\dot{f} - \left(\dot{f}^2 + 2\frac{\mu}{r_a^3}\right)x_1 - \ddot{f}x_2 = 0 \quad (6)$$

$$\ddot{x}_2 + 2\dot{x}_1\dot{f} + \ddot{f}x_1 - \left(\dot{f}^2 - \frac{\mu}{r_a^3}\right)x_2 = 0 \quad (7)$$

$$\ddot{x}_3 + \frac{\mu}{r_a^3}x_3 = 0 \quad (8)$$

É possível expandir esta dinâmica representada pelas Equações 6, 7 e 8 para o caso de um sistema de controle de movimento relativo orbital, ou seja um sistema cuja a dinâmica tem a ação do vetor de controle, $\vec{u} = (u_1, u_2, u_3)$, como descrito pela equação a seguir:

$$\dot{\vec{x}} = \mathbf{A}(t)\vec{x} + \mathbf{B}\vec{u} \quad (9)$$

É possível ainda considerar o caso que a massa do satélite também é variante no tempo, pois seu combustível ou propelente é expelido para fora do corpo do satélite gerando empuxo durante as manobras. Então, o modelo de massa tem como base a relação entre a variação de massa e os parâmetros conhecidos dos propulsores como o impulso específico, como descrito em Chobotov (2002) e Sidi (1997). Esta relação é dado por:

$$\dot{m} = \frac{F_p}{I_p g}, \quad m_s = m_{s0} + m_{p0} - x_p \quad (10)$$

Onde \dot{m} denota a variação de massa de propelente expelido, F_p é a força ou empuxo obtido pelos propulsores, g é a aceleração na superfície terrestre e I_p denota o impulso específico. Assim, é definido como em Felisiak (2015). Onde m_{s0} denota a massa do satélite sem a massa de propelente. Assim, a matriz de entradas agora também é variante no tempo, denotada por $\mathbf{B}(t)$. Logo, o sistema variante no tempo contínuo é representado em espaço de estados, como está descrito na Equação 11.

$$\dot{\vec{x}} = \mathbf{A}(t)\vec{x} + \mathbf{B}(t)\vec{u} \quad (11)$$

3. Controle Preditivo Orbital

3.1. Controle Preditivo baseado em Modelo - MPC

O controle preditivo baseado em modelo (MPC - *Model Predictive Control*), também conhecido como controle de horizonte deslizante ou controle de horizonte retrocedente, é um método de otimização dinâmica aplicado a uma técnica de controle (CAMACHO; ALBA, 2013). Tal processo consiste em calcular a ação de controle por meio de soluções periódicas de um problema de controle ótimo dentro de uma janela de tempo (horizonte finito), possivelmente sujeito a restrições nas entradas e saídas. O problema de controle ótimo é resolvido usando a estimativa do estado atual do processo controlado como estado inicial. A otimização produz uma sequência de controle ótima, porém, apenas a primeira ação de controle nesta sequência é aplicada à planta, repetido tal procedimento reiteradas vezes sob uma dada taxa de amostragem (MACIEJOWSKI, 2002).



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

3.2. Otimização dinâmica com restrição nas entradas e saídas

A abordagem mais amplamente utilizada para MPC é baseada em modelos lineares invariantes no tempo ou linearizados e executados sob pontos de operação. Por essa razão, neste trabalho, apesar de o modelo do movimento relativo ser não-linear e variante no tempo, os modelos serão considerados lineares e invariantes dentro do horizonte de predição N_p , em oposição ao trabalho de Felisiak (2015), que gera um para cada instante de amostragem.

Neste trabalho a função custo, J permanece um problema quadrático e convexo, mesmo com a adição das restrições. Assim,

$$J = (\mathbf{R}_s - \hat{\mathbf{Y}})^T (\mathbf{R}_s - \hat{\mathbf{Y}}) + \Delta \mathbf{U}^T \bar{\mathbf{R}} \Delta \mathbf{U} \quad (12)$$

Derivando a Equação 14 e igualando ao espaço nulo, encontramos o mínimo da função escalar J , logo obtemos na forma compacta a solução para o problema quadrático do MPC com restrição de saídas e de entradas:

$$\min_{\Delta \mathbf{U}} = \frac{1}{2} (\Delta \mathbf{U}^T \mathbf{H} \Delta \mathbf{U}) - \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{U} \quad (13)$$

Onde $\mathbf{H} = (\Phi^T \Phi + \bar{\mathbf{R}})$ é a matriz Hessiana, e a matriz \mathbf{c} é dada por:

$$\mathbf{c} = \Phi^T (\mathbf{R}_s - \mathbf{F} \hat{\mathbf{x}}(k))$$

Sujeitos as restrições de entradas e saídas na forma matricial abaixo:

$$\mathbf{M} \Delta \mathbf{U} \leq \mathbf{N} \quad (14)$$

Onde \mathbf{M} e \mathbf{N} são matrizes com dimensão $\dim\{M\} = \dim\{N\} = 2(N_c - 1)$.

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} -\mathbf{U}_{min} + \mathbf{Z}_1 \mathbf{u}(k-1) \\ \mathbf{U}_{max} - \mathbf{Z}_1 \mathbf{u}(k-1) \\ \hat{\mathbf{Y}}_{max} - \mathbf{F} \hat{\mathbf{x}}(k) \\ \mathbf{F} \hat{\mathbf{x}}(k) - \hat{\mathbf{Y}}_{min} \end{bmatrix} \quad \mathbf{M} = \begin{bmatrix} -\mathbf{Z}_1 \\ \mathbf{Z}_2 \\ \Phi \\ -\Phi \end{bmatrix}$$

Onde $\mathbf{Z}_1 = [\mathbf{I}_3 \ \mathbf{I}_3 \ \mathbf{I}_3 \ \dots \ \mathbf{I}_3]_{N_c-1}^T$ e $\mathbf{Z}_2 = [\mathbf{I}_3]_{N_c-1}^{toeplitz}$

O problema de controle ótimo (PCO) está associado ao modelo usado para predição de saída, uma vez que o MPC convencional gera um problema de programação quadrática (PQ), ou seja, é um problema de otimização convexo (MACIEJOWSKI, 2002). Este tipo de PCO apresenta solucionadores numéricos bem sucedidos de prateleira, como por exemplo *quadprog* do *software Matlab*.

$$\Delta \mathbf{U} = \text{quadprog}(\mathbf{H}, \mathbf{phi}, \mathbf{M}, \mathbf{N})$$



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

No entanto, a função custo nem sempre é linear. Então, para este caso faz-se o uso de outras soluções numéricas para resolver o problema de programação não linear (PNL), como por exemplo o *software* licenciado GPOPS II, como mostrado nos trabalhos de Zappulla (2017); Park et al. (2016); Munoz (2011).

3.3. Exemplos numéricos

As simulações foram realizadas por intermédio do diagrama de blocos em *Simulink/Matlab* a partir de condições iniciais e parâmetros aproximados da ISS. Para estas simulações são utilizados os pacotes de integração numérica e o de otimização numérica, respectivamente um integrador numérico Runge-Kutta de 8ª ordem de passo fixo, denominado de *ode8*, e um solucionador numérico de programação quadrática, chamado de *quadprog*.

A Tabela 1 apresenta os parâmetros assumidos na simulação numérica do Cenário de *rendezvous*, cujos parâmetros da órbita foram extraídos da plataforma de Kelso (2023) e Fehse (2008). Neste caso, a órbita do satélite alvo está após o limite validade das equações imposto pelas aproximações das equações CW e TH para órbitas com baixa excentricidade, a saber $\|\rho\|_0 = 1000,28$ m e $e = 0,01661$.

Tabela 1. Parâmetros iniciais de *rendezvous* com a ISS $e \approx 0$.

Elementos Keplerianos	Alvo (ISS)	Satélite Perseguidor
a	6788 km	6787 km
e	0,01661	0,01661
i	51,6°	51,6°
Ω	247,38°	247,38°
ω	258,4°	258,4°
M_0	90°	90°

Neste trabalho, as condições para a realização bem sucedida da manobra de *Rendezvous* orbital estão compreendidas entre as fases de *Closing*, com centenas de metros, até Aproximação Final, com escala centimétrica. Assim, a manobra de *rendezvous* é considerada bem sucedida quando os módulos de distância relativa, $\|\rho\|$, e de velocidade relativas, $\|\dot{\rho}\|$ forem menores ou igual a 10 m e menores do que 0,5 m/s, respectivamente.

Tabela 2. Parâmetros adaptados da *Dragon*.

Parâmetros do Satélite	<i>Dragon CRS</i>	Perseguidor
$m_{c,i}$	3150 kg	500 kg
m_s	≈ 12000 kg	5000 kg
I_{esp}	300 s	300 s

Fonte: Autor.

3.4. Resultados das Simulações Numéricas

De acordo com a Figura 2, é possível assumir que o perseguidor realizou a manobra de *rendezvous* com a ISS, próximo aos 43000 s, atendendo aos requisitos de *closing* deste trabalho, onde alcançou um $\|\rho\| = 6,95$ m e um $\|\dot{\rho}\| = 0,10$ m/s e apresentou menor atividade do controle, como ilustra a Figura 2. Além disso, é possível assumir que o *rendezvous* foi realizado mesmo sob condições sob os limites de separação teórico, devendo-se atribuir tal resultado positivo ao controlador MPC.



14° WETE

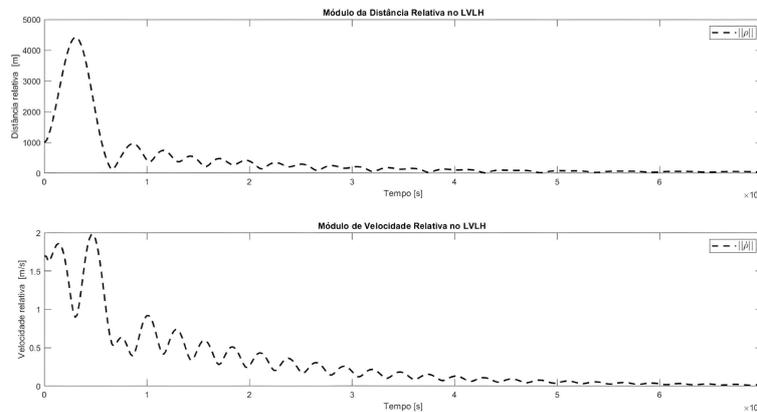
Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

Tabela 3. Parâmetros MPC e de Simulação.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Referência para o <i>rendezvous</i>	Ξ	$0_{7,1}$	m, m/s, kg
Horizonte de previsão	N_p	70	-
Horizonte de controle	N_c	20	-
Pesos nos incrementos de controle	g_c	$5 \cdot 10^8 \cdot [1 \ 1 \ 1]^T$	-
Saturação dos atuadores	$u_{min} = -u_{max}$	$4 \cdot 10^2 \cdot [1 \ 1 \ 1]^T$	N
Saturação das saídas	$y_{min} = -y_{max}$	$10^{10} \cdot [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]^T$	m, m/s, kg
Período de amostragem	T_s	200	s
Período de simulação	P	70000	s

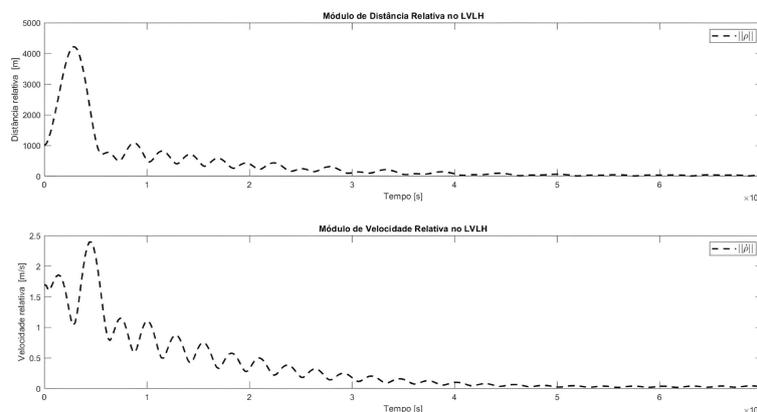
Fonte: Autor.

Figura 2. Cenário ISS - CW: Módulo dos vetores de posição e velocidade relativos no referencial LVLH.



Fonte: Autor.

Figura 3. Cenário ISS - TH: Dinâmica dos módulos dos vetores de posição e velocidade relativos no referencial LVLH.



Fonte: Autor.

Assim, de acordo com a Figura 3 o satélite perseguidor realizou a manobra de *rendezvous* com a ISS, próximo aos 46400 s, superior ao Cenário CW, atendendo aos requisitos de *closing*



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

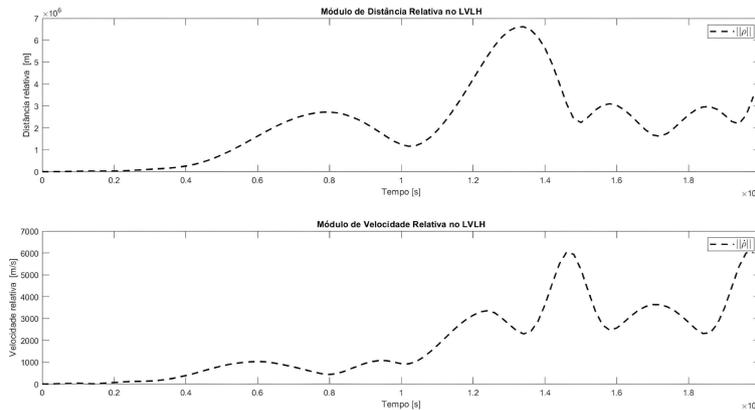
Tabela 4. Sumário dos resultados do Cenário.

Parâmetros de desempenho	CW	TH	NERM
Tempo para o <i>rendezvous</i>	62400 s	68000 s	-
Máximo sobressinal (ρ)	4286300 m	4026400 m	-
Máximo sobressinal ($\dot{\rho}$)	880,5 m/s	872,79 m/s	
Saturação de sinais de controle (u_i)	Sim (400 N)	Sim (400 N)	Sim (400 N)
Consumo de combustível (m_e)	2571 kg	3133 kg	5000 kg

Fonte: Autor.

deste trabalho. No mais, é possível assumir também que o MPC possibilitou a manobra de *rendezvous* foi realizado no limite máximo de separação teórico, 1 km, chegando em resultados como $\rho = 10,58$ m e $\dot{\rho} = 0,05$ m/s.

Figura 4. Cenário ISS - NERM: Dinâmica dos módulos dos vetores de posição e velocidade relativas no referencial LVLH.



Fonte: Autor.

Assim, de acordo com a Figura 4 e os requisitos da manobra de *closing* deste trabalho, o satélite perseguidor não conseguiu realizar a manobra de *rendezvous* com a ISS, como ilustra a 4.

É possível ver que, na Tabela 4, os modelos lineares apresentaram os sinais de controle saturados, pois demonstraram um elevado máximo sobressinal, tanto para ρ quanto para $\dot{\rho}$, e uma dinâmica bastante intensa. Além disso, os modelos lineares executaram a manobra chegando nos requisitos de manobra da etapa de *closing*, em oposição ao NERM. Assim, os resultados mostraram que dois dos três modelos se tornaram viáveis para a manobra de *rendezvous* quando aliados ao controlador projetado, a saber CW e TH. Contudo, o modelo não linear (NERM) não atingiu tais requisitos e consumiu todo o combustível, entrando em instabilidade.

Portanto, é possível mostrar que o MPC conjuntamente com os modelos lineares tiveram melhores resultados, devido a natureza linear e invariante dentro do horizonte de predição, em oposição ao NERM que negligenciava a matriz não linear a cada passo do horizonte de predição. Além disso, os modelos lineares exigiram mais combustível do que os modelos não lineares

4. Conclusão

As principais contribuições deste trabalho estão no campo do controle preditivo baseado em modelo. No entanto, também foi realizada uma derivação da dinâmica orbital relativa a partir do



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

problema de dois corpos culminando em três modelos consagrados na literatura, a saber: um não linear (NERM) e dois lineares (TH e CW). Além disso um modelo de queima de combustível foi integrado ao modelo aumentado do movimento relativo, considerando a massa variável do satélite na dinâmica global do processo. Esse modelo aumentado foi testado em ambiente de simulação numérica sob alguns cenários desafiadores a partir de dados sintéticos de missões famosas (ISS e GPS).

Este modelo aumentado conjuntamente com o MPC apresentaram, nas simulações numéricas, um desempenho acima do esperado por contornar as limitações teóricas descritas na literatura de encontro orbital chegando, majoritariamente nos cenários, a realizar a manobra de maneira bem-sucedida na etapa de *closing*.

Referências

- BEVILACQUA, R.; LEHMANN, T.; ROMANO, M. Development and experimentation of lqr/apf guidance and control for autonomous proximity maneuvers of multiple spacecraft. *Acta Astronautica*, v. 68, p. 1260–1275, 4 2011. ISSN 00945765.
- BOTELHO, A. et al. *Predictive control for spacecraft rendezvous*. Suíça: Springer, 2020. ISSN 2191-5318. ISBN 978-3-030-75696-3.
- CAMACHO, E.; ALBA, C. *Model predictive control*. London, UK: Springer London, 2013. (Advanced Textbooks in Control and Signal Processing). ISBN 9780857293985.
- CHOBOTOV, V. A. *Orbital mechanics*. Ohio, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 460 p. ISBN 1563475375.
- FEHSE, W. *Automated Rendezvous and Docking of spacecraft*. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2008. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9780521089869.
- FELISIAK, P. *Control of spacecraft for Rendezvous maneuver in an elliptical orbit*. Tese (Doutorado) — Wrocław University of Technology, 2015.
- FERREIRA, Y. da C. *Estudo da dinâmica orbital em manobra de rendezvous com aplicação de controlador LQR*. 99 p. Monografia (Graduação em Engenharia Aeroespacia) — Universidade de Brasília, Brasília, 2020.
- JEWISON, C.; ERWIN, R. S.; SAENZ-OTERO, A. Model predictive control with ellipsoid obstacle constraints for spacecraft rendezvous. *IFAC-PapersOnLine*, v. 28, p. 257–262, 7 2015. ISSN 24058963.
- KELSO, T. S. 2023. Satellite Catalog (SATCAT). Disponível em: (<https://celestrak.org/satcat/search.php>). Acesso em: 08 fev. 2023.
- MACIEJOWSKI, J. *Predictive control: with constraints*. Harlow, UK: Prentice Hall, 2002. ISBN 9780201398236.
- MUNOZ, J. D. *Rapid path-planning algorithms for autonomous proximity operations of satellites*. Tese (Doutorado) — University of Florida, 2011.
- OKASHA, M.; NEWMAN, B. Relative motion guidance, navigation and control for autonomous orbital rendezvous. *Journal of Aerospace Technology and Management*, v. 6, p. 301–318, 2014. ISSN 21759146.
- PARK, H. et al. Analysis and experimentation of model predictive control for spacecraft rendezvous and proximity operations with multiple obstacle avoidance. In: . Monterey, CA: AIAA/AAS, 2016. ISBN 9781624104459.
- SHERRILL, R. E. *Dynamics and control of satellite relative motion in elliptic orbits using Lyapunov-Floquet theory*. 168 p. Tese (Doutorado) — Faculty of Auburn University, 2013.
- SIDI, M. *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1997. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9780521787802.



14° WETE

Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

WEISS, A. et al. Safe positively invariant sets for spacecraft obstacle avoidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 38, p. 720–732, 4 2015. ISSN 15333884.

XIE, Y. et al. *Guidance, navigation, and control for spacecraft rendezvous and docking: theory and methods*. Singapore: Springer Nature, 2018. ISBN 978-981-15-6989-0.

ZAPPULLA, R. S. *Experimental evaluation methodology for spacecraft proximity maneuvers in a dynamic environment*. Tese (Doutorado) — Naval Postgraduate School, 2017.