



DINCON 2017

CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES
30 de outubro a 01 de novembro de 2017 – São José do Rio Preto/SP

Propagação dinâmica do movimento do sistema *tether* espacial

Maria Cecília Zanardi¹

Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais, UFABC, Santo André, SP,

Bruno G. Lívio²

Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais, UFABC, Santo André, SP

William Reis Silva³

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, São José dos Campos, SP

Resumo. O presente trabalho visa resolver as equações do movimento translacional para um Sistema de *Tether* Espacial – STS, composto por um satélite principal S_1 e um subsatélite S_2 , através de integração numérica das equações do movimento, partindo de uma condição inicial conhecida. O movimento translacional do subsatélite ao redor do satélite principal é descrito em coordenadas esféricas, definidas pela distância e os ângulos que posicionam o vetor posição entre os dois satélites. Os resultados da propagação dinâmica mostram que o subsatélite S_2 se movimenta ao redor do satélite principal S_1 , com um movimento de precessão no sentido antihorário ao redor do eixo perpendicular ao plano orbital de S_1 e que ele também oscila verticalmente ao longo deste movimento, com amplitude máxima e mínima aproximada de 10° , para os dados iniciais adotados. Com as discussões realizadas, o propagador numérico da trajetória do subsatélite ao redor do satélite principal pode ser adaptado para outros tipos de Sistemas de *Tether* Espacial.

Palavras-chave. Satélites *tether*. Movimento translacional. Método de Kunge Kutta. Coordenadas esféricas.

1 Introdução

A facilidade com que a informação é disseminada através de diversos meios de comunicação possibilita com que as mais recentes descobertas realizadas por agências espaciais, como a NASA ou ESA, cheguem ao público comum. Uma possível futura exploração de Marte, as incríveis possibilidades de turismo espacial e reuso de foguetes trazidos pelas novíssimas empresas privadas do setor são alguns dos fatores que estão trazendo a tona conversas sobre a exploração espacial.

¹ mceciliazanardi@gmail.com

² brunoglivio@gmail.com

³ reis.william@gmail.com

Diante de todo esse cenário, se faz muito pertinente estudar tipos de satélites que podem ser utilizados para expandir as fronteiras do conhecimento do homem no espaço. Um tipo de sistemas de satélites, que possuem inúmeras aplicações interessantes, são os Sistemas de *Tether* Espacial (*Space Tether Systems - STS*). Esses sistemas são constituídos por 2 ou mais corpos rígidos em diferentes órbitas, ligados por um, ou mais, cabos (ou tirantes) flexíveis e compridos, comumente chamado também de *tethers*. Esses *tethers* são compostos de material fibroso de alta resistência a tração normal e podem ter comprimento variando de algumas centenas de metros até dezenas de quilômetros, com alguns podendo chegar a 50 km ou mais, dependendo o objetivo da missão.

Geralmente, os satélites que compõem o STS são de tamanhos diferentes, sendo que no caso de dois satélites, o maior deles denominado de S_1 , e o menor de S_2 . O satélite S_1 geralmente armazena ambos o *tether* e o satélite S_2 até o momento de liberação. Tanto o *tether* quanto o satélite S_2 podem ser liberados através de uma série de mecanismos, como molas, força centrípeta do sistema ou efeitos de gradiente gravitacional. A Figura 1 mostra um exemplo de configuração de STS com dois satélites. Os STS não estão limitados a somente satélites: um astronauta realizando reparos externos na Estação Espacial Internacional (*International Space Station - ISS*), é conectado a ela por um *tether*. Este sistema astronauta/*tether*/ISS é considerado um STS.

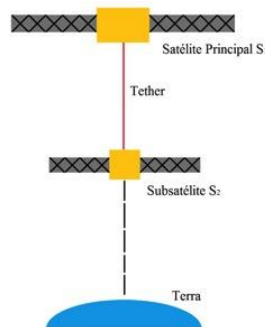


Figura 1: Configuração de um STS com 2 satélites. Fonte [2].

Existem diversas aplicações para STS [1], que variam desde estudos em aerodinâmica, eletrodinâmica, transporte, entre outros. Para exemplificar, pode se citar algumas aplicações práticas destes sistemas, ressaltando sua importância. Uma primeira aplicação de STS se encontra na medição de gradientes geofísicos espaciais. Uma série de subsatélites ($S_2, S_3, S_4, \dots$) são distribuídos ao longo de um único *tether*, fixado no ônibus espacial ou na ISS, onde fariam a coleta de dados de interesse a diferentes altitudes simultaneamente. Uma aplicação muito interessante de STS é na aerodinâmica. Utilizando o ônibus espacial como um rebocador, é possível prender uma aeronave experimental a um *tether* e estudar os efeitos aerodinâmicos sobre a condição de gás real, sem os problemas encontrados em túneis de vento comuns. Uma das mais importantes aplicações dos STS se encontra no campo da eletrodinâmica. O movimento de um *tether* condutor e isolado através do campo geomagnético seria capaz de gerar uma tensão DC ao longo do cabo, que alimentaria a instrumentação elétrica a bordo do satélite principal, ao custo da perda de energia orbital. Contatores de plasma seriam fixados em ambas as extremidades do *tether* para permitir a geração de energia elétrica. Esta última aplicação de STS foi colocada em prática nas missões TSS (*Tether Satellite System*), que tinham como objetivo lançar um satélite, preso ao ônibus espacial através de um *tether*, para realizar coleta de dados que ajudassem nos estudos de física espacial e eletrodinâmica plasmática. TTS-1 foi a primeira missão espacial do programa, com seu lançamento ocorrido em julho de 1992, a bordo do Ônibus Espacial Atlantis. A

missão foi bem sucedida e conseguiu gerar diversas informações quanto a dinâmica do STS, mostrando que o *tether* podia ser liberado, controlado e recuperado. Também foram geradas tensões suficientes ao longo do *tether* e extraídas grandes correntes da ionosfera.

Assim, o objetivo deste trabalho é estudar a dinâmica do movimento de STS, focando o movimento do subsatélite em torno do satélite principal, compreendendo os parâmetros que regem seu comportamento espacial e realizar integrações numéricas das equações de estado do STS, com o auxílio do software MATLAB, partindo de condições iniciais específicas disponíveis em [4]. Os resultados numéricos serão comparados com os resultados estimados apresentados por [4], os quais são apresentados apenas na forma gráfica.

2 Apresentação do problema

Considere o STS contido na Figura 2 [2]. O satélite principal S_1 , de massa m_1 , orbita a Terra em uma trajetória circular de raio R . Ele está conectado a um subsatélite menor S_2 , de massa m_2 através de um *tether* rígido e inflexível, de comprimento l e massa m_t . Este *tether* pode ser expandido ou retraído, fazendo surgir uma tensão T no cabo.

Para este estudo são necessários três sistemas de referencia, representados na Figura 2. Um sistema de coordenadas F_0 com origem O no centro de massa (CM) do satélite principal S_1 , e relacionado com o seu movimento orbital, sendo que o eixo X_0 aponta na direção do vetor velocidade orbital de S_1 , o eixo Z_0 é normal ao plano orbital de S_1 e o eixo Y_0 está na direção radial que liga o CM de S_1 ao CM da Terra. Um sistema F com origem no CM do subsatélite S_2 , cujas direções dos eixos estão associadas com as características de S_2 . Este sistema é considerado fixo, ou seja, não acompanha a rotação do satélite e conforme o subsatélite gira, as direções do sistema F não se alteram. Um sistema de coordenadas, F' , é fixado no centro de massa do subsatélite S_2 , com seus eixos x' , y' e z' coincidentes com os eixos principais de inércia de S_2 .

Para determinar a posição do subsatélite em relação ao satélite principal, utilizam-se as coordenadas esféricas (l, α, β) : α representa o ângulo no plano entre o eixo OY_0 e a projeção da posição de S_2 no plano OY_0X_0 , β representa o ângulo fora do plano entre l e a projeção da posição de S_2 no plano OY_0X_0 . A tensão T está representada no sistema de coordenadas F_0 .

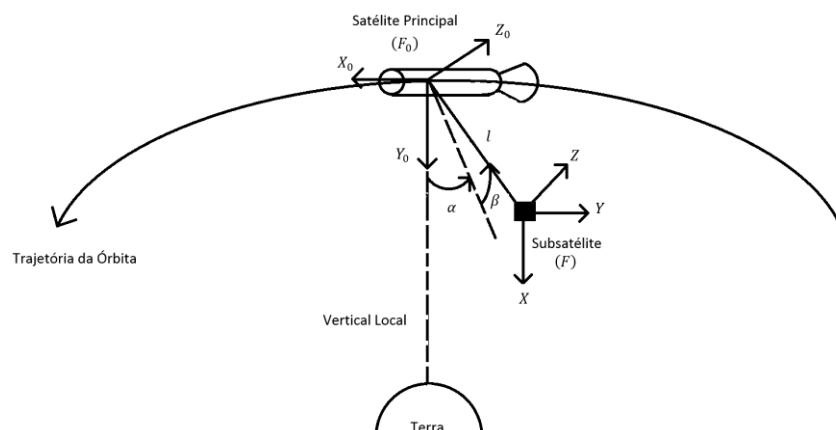


Figura 2: Características do STS em análise. Fonte [2]

2.1 Equações do Movimento

As equações de movimento translacional do subsatélite S_2 ao redor de S_1 são escritas como segue [2]:

$$\ddot{l} = M_{21}l\dot{\beta}^2 + M_{21}l(\dot{\alpha} + \dot{u})^2 \cos(\beta)^2 + M_{21}\dot{u}^2 l(3\cos(\alpha)^2 \cos(\beta)^2 - 1) - \frac{T}{m_2} \quad (1)$$

$$\ddot{\alpha} = -M_{23} \left(\frac{\dot{l}}{l} \right) (\dot{\alpha} + \dot{u}) - 2\dot{\beta}(\dot{\alpha} + \dot{u}) \tan(\beta) - 3\dot{u}^2 \sin(\alpha) \cos(\alpha) \quad (2)$$

$$\ddot{\beta} = -M_{23} \left(\frac{\dot{l}}{l} \right) \dot{\beta} - (\dot{\alpha} + \dot{u})^2 \sin(\beta) \cos(\beta) - 3\dot{u}^2 \cos(\alpha)^2 \sin(\beta) \cos(\beta) \quad (3)$$

Sendo: u - argumento de latitude, definido pela soma do argumento do perigeu e a anomalia verdadeira, μ - parâmetro gravitacional da Terra e

$$M_{21} = \frac{[m_2 + (\frac{m_t}{2})]}{m_2 + m_t}, \quad M_{23} = \frac{[m_2 + (\frac{m_t}{2})]}{m_2 + \frac{m_t}{3}}, \quad \dot{u} = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}} \quad (4)$$

Em [4] é introduzida uma lei para a distensão do comprimento do *tether* no tempo e sua taxa de variação, que não depende das outras variáveis de estado ($\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$). Com isso, passa a não ser mais necessário considerar l e $\dot{l}$ como variáveis de estado, reduzindo o grau de liberdade do sistema. Essa mesma lei de controle é assumida neste trabalho e é dada por [4]:

$$l = (l_{inicial} - l_{final})e^{-ct} \quad (5)$$

Assumindo a lei de controle (5) para o comprimento do *tether*, as equações do movimento se resumem as Eqs. (2) e (3).

Neste trabalho serão considerados os dados iniciais disponíveis em [4]. Em [4] são apresentados graficamente os resultados obtidos através de um processo de estimação por filtro de Kalman, e que portanto envolve muitas linearizações. Com o objetivo de reduzir a complexidade do sistema a ser estimado, em [4] assume-se que a massa do satélite principal é muito maior do que a massa do subsatélite e massa do *tether*, e que o comprimento do *tether* é muito menor do que o raio da órbita, ou seja: $m_1 \gg m_2, m_1 \gg m_t, l \ll R$, o que acarreta $M_{21} = 1$ e $M_{23} = 1$. As equações apresentadas em [4] divergem das Eq. (6) em relação à equação de segunda ordem no ângulo de plano α , relacionado ao primeiro termo da Eq. 2. Assim para fins de comparação com o resultado apresentado em [4], a Eq. 2 foi substituída em uma das simulações por:

$$\ddot{\alpha}_{modificado} = -M_{23} \left(\frac{\dot{l}}{l} \right) (\dot{u}) - 2\dot{\beta}(\dot{\alpha} + \dot{u}) \tan(\beta) - 3\dot{u}^2 \sin(\alpha) \cos(\alpha) \quad (6)$$

3. Resultados

Do mesmo modo que [4], o foco deste trabalho está relacionado com a fase de recolhimento do *tether* ($l_{inicial} > l_{final}$). Para fins de comparação dos resultados, foram utilizados os dados do STS disponíveis em [4], com: $m_1 = 14000 \text{ kg}$, $m_2 = 1000 \text{ kg}$, $R = 6787 \text{ km}$, $l_{inicial} = 50 \text{ km}$, $l_{final} = 45 \text{ km}$, $\mu = 398778,48 \text{ km}^3/\text{s}^2$, $\alpha(0) = 0^\circ$, $\beta(0) = 10^\circ$, $\dot{\alpha}(0) = 0,13^\circ/\text{s}$, $\dot{\beta}(0) = 0^\circ/\text{s}$.

As integrações numéricas das equações foram realizadas com o método de Runge- Kutta de 4ª ordem, na programação com o software MATLAB. Os resultados de [4] são apresentados apenas na forma de gráficos, o que dificultou as comparações, tendo sido necessário realizar uma aproximação por pontos [3] de todos os gráficos apresentados em [4], correspondendo a medidas manuais com uma escala milimétrica, para que esses resultados pudessem ser comparados com os resultados deste trabalho.

Os resultados obtidos estão apresentados na Figura 3 e estão associados as seguintes propagações:

RK4 – Greene e Denney – utiliza as Eqs. 2 e 3;

RK4 alterado – Young, Binm Wenfu e Cheng – utiliza as Eqs 3 e 6;

Aproximação por pontos – pontos discretizados de [4].

Observando-se as curvas das Fig. 3a, 3c e 3d verifica-se uma boa convergência entre os resultados, salientando que a curvas associadas à aproximações por pontos é uma curva discretizada, mostrando que os resultados simulados se aproximam dos resultados estimados em [4]. Pela Fig. 3b, observa-se que os resultados de RK4 alterado – Young, Binm Wenfu e Cheng se aproxima das Aproximação por pontos, mas uma diferença maior ocorre na simulação com RK4 – Greene e Denney. Isso é justificado pois as equações utilizadas para equação de segunda ordem no ângulo de plano α em [1] e [4] são diferentes. No entanto o resultado obtido por RK4 – Greene e Denney é um resultado mais próximo do real, pois as equações estão completas.

Para uma interpretação qualitativa dos resultados para o ângulo de plano α , pode-se concluir que a projeção do movimento do subsatélite no plano X_0Y_0 (plano orbital de S_1) varia em sentido antihorário e que, no instante $t = 2555s$ completa sua primeira volta em torno do satélite principal, quando $\alpha = 360^\circ$. Isso pode ser observado na Fig. 4, que apresenta uma ampliação em torno de instante 2555s para as curvas correspondentes RK4 – Greene e Denney e Aproximação por pontos.

Pela Fig. 3c observa-se uma variação periódica para o ângulo fora do plano β , mostrando que a coordenada Z_0 do subsatélite oscila, a medida que β oscila (aproximadamente entre -10° e $+10^\circ$). A Fig. 5 ilustra duas posições extremas do subsatélite no plano Y_0Z_0 , instantes t_1 e t_2 .

4 Comentários Finais

A importância de se estudar STS, sistemas de satélites conectados entre si por *tethers* se faz evidente devido ao vasto leque da aplicação destes em diversas áreas do conhecimento aeroespacial. Para isso, é necessário entender os diversos parâmetros envolvidos e para isso é interessante manipular e resolver as equações de movimento translacional destes sistemas.

Este trabalho buscou integrar numericamente as equações do movimento associadas ao movimento do subsatélite em torno do satélite principal, a partir de uma condição inicial conhecida para poder prever o comportamento temporal dos parâmetros envolvidos deste sistema. As equações do movimento foram integradas utilizando um método de Runge-Kutta de 4ª ordem, com software MATHEMATICA. Os resultados foram comparados com os resultados apresentados em [4] de modo a validar dados obtidos com o propagador.

Os resultados mostraram se adequados, convergindo com os dados já conhecidos. Identificou-se que o subsatélite S_2 se movimenta ao redor do satélite principal S_1 , com um movimento de precessão no sentido anti-horário e que ele também oscila verticalmente ao longo deste movimento, com amplitude máxima e mínima aproximada de 10° , para os dados iniciais adotados.

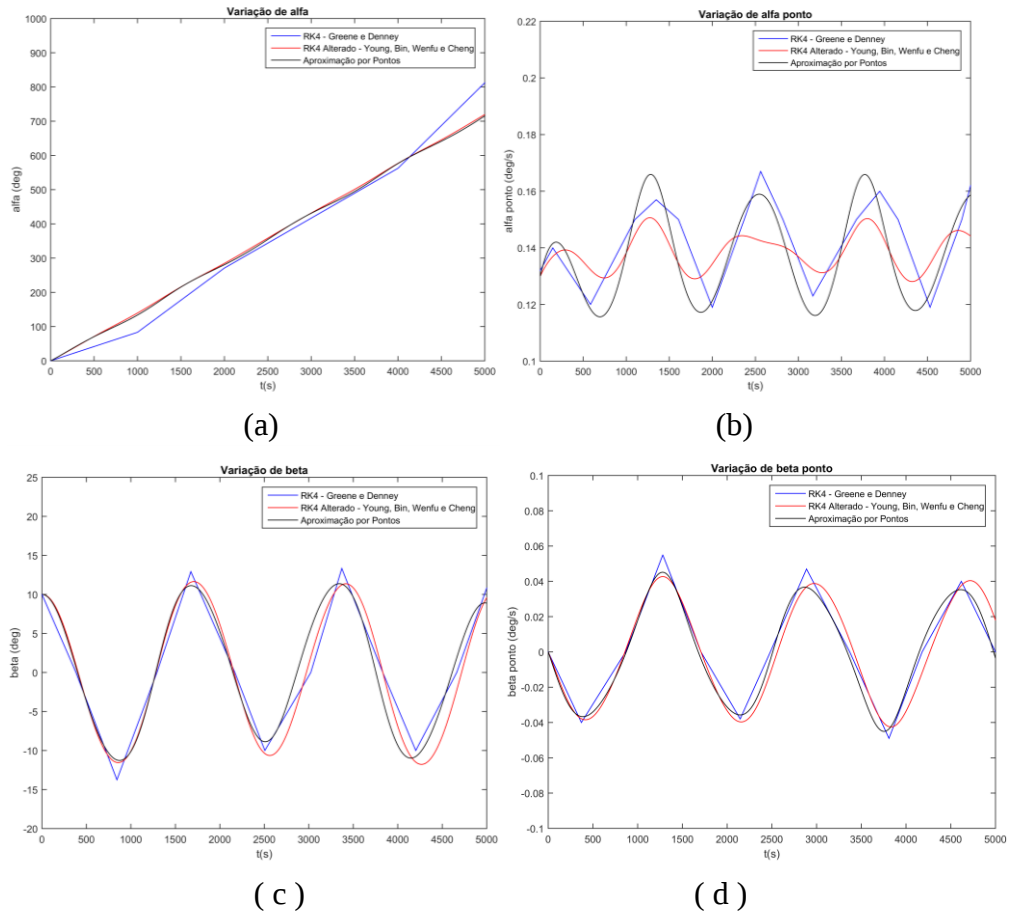


Figura 3: Comportamento temporal do ângulo no plano α , do ângulo fora do plano β e suas derivadas.

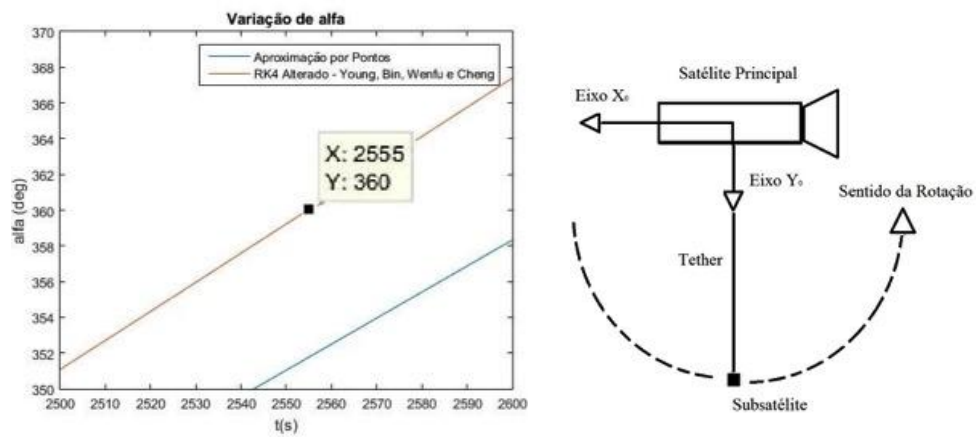


Figura 4: Ilustração do movimento de S_2 ao redor de S_1 no plano orbital de S_1 . Fonte: autores.

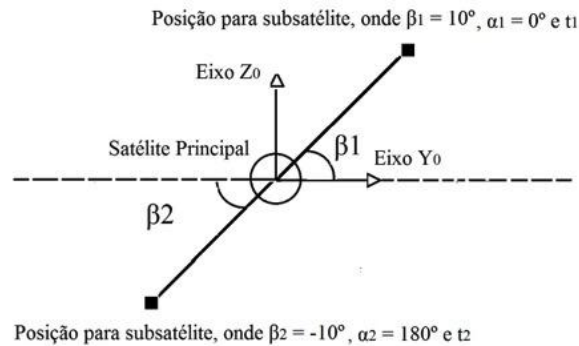


Figura 5: Posições extremas do subsatélite no plano Y_0Z_0 . Fonte: autores.

Agradecimentos

Os autores agradecem o apoio da CAPES (Programa PVNS/UFABC) e ao CNPq (projeto universal 421672/2016-1).

Referências

- [1] M. L. Cosmo, E. C. LORENZINI, *Tethers in Space Handbook*. 3. ed. Cambridge: Smithsonian Astrophysical Observatory, 1997. 235 p.
- [2] M. E. GREENE; T. S. DENNEY, On State Estimation for an Orbiting Single Tether System. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, v. 27. n. 4, P. 689 – 695, jul. 1991.
- [3] B. G. L i v i o , Propagação dinâmica do movimento do sistema de satélites tether. Trabalho de Graduação, UFABC, SP (2017).
- [4] H. Young; L. Bin; X. Wenfu; L. Cheng, The Research of Real-Time Estimation Method on Tether Parameters for Tethered Satellite. *ICIA 2009: International Conference on Information and Automation*, Zhuhai/Macau, p. 148-153, 2009.