



UNIVERSIDADE ESTADUAL DE FEIRA DE SANTANA

Autorizada pelo Decreto Federal nº 77.496 de 27/04/76  
Recredenciamento pelo Decreto nº 17.228 de 25/11/2016



PRÓ-REITORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO  
COORDENAÇÃO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

## XXIV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DA UEFS SEMANA NACIONAL DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA - 2020

### Manobras de Rendezvous para Mitigação de Detritos Espaciais e Asteroides: Viabilidade Tecnológica para Missões Espaciais

**Paulo Victor Silva Do Monte Santos<sup>1</sup>; Antônio D. C. Jesus<sup>1</sup>**

1. Bolsista PIBIC/CNPq, Graduando em Licenciatura em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: [paulo.monte.fis@gmail.com](mailto:paulo.monte.fis@gmail.com)
2. Professor do Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: [ald1j1@uefs.br](mailto:ald1j1@uefs.br)

**PALAVRAS-CHAVE:** Rendezvous, Detritos Espaciais, Space Clean

## INTRODUÇÃO

Com a crescente demanda das atividades espaciais, o aumento da deposição de detritos espaciais nas regiões operacionais é inevitável. Estes objetos representam perigo certo às missões espaciais, quando cruzam as órbitas dos veículos operacionais. As operações de Space Clean são necessárias para limpeza do ambiente ao redor da Terra como medida de prevenção aos acidentes colisionais entre os objetos. O objetivo destas operações é a acoplagem e remoção dos detritos para regiões onde há o arrasto atmosférico (LEO – regiões de baixas altitudes da Terra), onde os detritos são incinerados ou, ao menos, terem seus tamanhos reduzidos grandemente. Esta manobra de acoplagem chamamos de Rendezvous. Neste trabalho, simulamos numericamente manobras de Rendezvous entre um veículo rebocador e um detrito que esteja em regiões de altas (GEO) e médias (MEO) altitudes da Terra, acoplando-se a ele e removendo-o para órbitas com perigeu em região de baixas altitudes (LEO). Para isto, um sistema de propulsão foi modelado com decaimento exponencial para a massa do combustível.

A implementação computacional foi feita, utilizando-se a biblioteca Rebound que simula o problema de N corpos, de interação gravitacional entre eles. Os corpos considerados são o detrito, o veículo espacial (o rebocador) e a Terra. Para o veículo adotamos um sistema de propulsão, tal que a força por unidade de área é dada por:

$$\vec{a} = \frac{\vec{v}\vec{e} \cdot \gamma \cdot e^{-\gamma \cdot t}}{\chi + e^{-\gamma \cdot t}} \quad (1)$$

onde,

$\vec{v}\vec{e}$  é a velocidade de ejeção (exaustão) dos gases que são liberados pela tubeira do veículo.

$\gamma$  é o fator de potência, que é definido como a frequência de decaimento do combustível disponível no veículo.

$\chi$  é o fator de massa, que é definido pela razão entre a massa do corpo do veículo e a massa inicial do combustível que ele carrega.  
 $t$  é o tempo no qual ocorre a propulsão.

Então, do ponto de vista tecnológico, a manobra de Rendezvous que permite o acoplamento do veículo rebocador com o detrito é realizada pelo sistema de propulsão caracterizado pelos parâmetros tecnológicos  $(\vec{v}_e, Y, \chi)$ . As nossas simulações mostraram um conjunto ótimo de parâmetros tecnológicos que permitem o Rendezvous, os quais foram obtidos depois de testes exaustivos da dinâmica relativa entre os objetos colisionais (veículo e detrito espacial). Para a realização dessa pesquisa escolhemos cinco satélites desativados (agora considerados detritos espaciais), mas que ainda estão em órbita, listados na Tabela 1.

**Tabela 1:** *Satélites desativados em órbita da Terra*

Satélite	Perigeu (km)	Apogeu	Órbita	Lançamento
FY-2E	25.805,1	35.769,9	GEO	23/12/2008
Navstar 75	20.034,7	20.343,9	MEO	31/10/2015
Navstar 76	20.077,3	20.302,7	MEO	06/02/2016
Navstar 77	20.165,0	20.213,4	MEO	23/12/2018
Navstar 77	20.171,3	20.208,3	MEO	22/08/2019

O objetivo geral deste trabalho é utilizar um sistema de propulsão (do veículo rebocador) para realizar uma manobra de Rendezvous com o detrito (satélites não operacionais da Tabela 1), realizar uma manobra de transferência do ponto de acoplamento até uma órbita em LEO. Depois desta operação, o detrito é abonado naquela órbita onde o arrasto atmosférico atuará sobre nele e, com o tempo ele perderá altitude e numa espiral descendente entrará na atmosfera terrestre para ser encandecido. Este movimento final é chamado de reentrada. Isto acontece porque o arrasto atmosférico diminui sua velocidade orbital a tal ponto que favoreça a sua reentrada na atmosfera. O desgaste do detrito, que reduz o seu tamanho, é devido ao calor produzido com o atrito entre ele e os gases da atmosfera.

## MATERIAL E MÉTODOS OU METODOLOGIA

O problema da dinâmica relativa entre o veículo rebocador e o detrito sujeitos às forças gravitacional, de arrasto atmosférico e de propulsão (só o rebocador), não possui solução analítica e, portanto, buscamos soluções numéricas. Para as simulações numéricas do modelo utilizamos a biblioteca Rebound na versão 3.12.2, um integrador de N-corpos capaz que integrar o movimento de partículas sob a influência da gravidade. O aplicativo permite a introdução de outras forças (arrasto e de propulsão) na rotina da dinâmica. Para a implementação das rotinas computacionais para esta biblioteca utilizamos a linguagem Python na versão 3.8.5 e para a análise dos dados gerados pelas rotinas e confecção de gráficos utilizamos a linguagem R na versão 4.0.2. Dentre os 14 integradores numéricos para o problema de N-corpos disponíveis no Rebound utilizamos o integrador IAS 15, um integrador de 15° ordem utilizado para simulações de dinâmica gravitacional. A documentação do Rebound, Python e R estão disponíveis nos respectivos links: <https://rebound.readthedocs.io/en/latest/>,

<https://docs.python.org/3/>, <https://rdocumentation.org>. Nossa metodologia foi dividida nas seguintes partes:

1. Estabelecimento das condições iniciais relativas dos cinco satélites (detritos) em relação ao veículo rebocador, que permitam o Rendezvous;
2. Estudo do efeito variação dos parâmetros tecnológicos da propulsão na distância inicial relativa de cada detrito e veículo rebocador. Esta é a etapa dos testes dos parâmetros para produzir o Rendezvous;
3. Implementação da manobra de transferência de órbita em maiores altitudes (MEO e GEO) para menores altitudes (LEO). Nesta etapa, aplicamos uma propulsão em diversos arcos para economizar combustível.

## RESULTADOS E/OU DISCUSSÃO

Após o estudo do efeito da variação dos parâmetros tecnológicos na distância inicial relativa entre o detrito e o veículo rebocador, tomamos os seguintes parâmetros tecnológicos para a propulsão a ser usada pelo veículo rebocador para realizar a missão de transferência orbital do detrito até uma órbita contida em LEO. Estes dados podem ser vistos na Tabela 2.  $(\bar{v}_e, \Upsilon, \chi)$ .

*Tabela 2: Valores dos parâmetros tecnológicos escolhidos*

Parâmetro Tecnológico	Valor
Fator de potência ( $\Upsilon$ )	$10^2$ Hz
Fator de Massa ( $\chi$ )	10
$V_e$	2.5 km/s

Realizamos a missão de transferência orbital dos detritos para uma órbita contida em LEO, utilizando os parâmetros citados acima e geramos a Tabela 3 que mostra a variação da altitude do perigeu em função da quantidade de propulsões utilizadas pelo veículo rebocador:

*Tabela 3: Variação do perigeu da orbita dos detritos*

Detrito	Varição do periastro (km)	Quantidade de propulsões	Tempo de manobra (Dias)
Fy-2e	28.397,803	100	27,402
Navstar 75	16.725,978	45	12,411
Navstar 76	17.205,215	51	14,032
Navstar 77	16.834,902	52	13,922
Navstar 78	16.842,984	50	13,394

Após o detrito, acoplado ao veículo rebocador, ter alcançado uma órbita com o seu perigeu em LEO, ele entrará em contato com camadas mais densas da atmosfera tendo sua velocidade orbital reduzida e, como consequência, a redução do seu apogeu e a reentrada para ser possivelmente destruído. Assim, os objetivos da estratégia de “Space Clean” através das manobras de Rendezvous são alcançados.

## CONSIDERAÇÕES FINAIS

Nesta pesquisa simulamos manobras de Rendezvous para remover detritos espaciais em órbitas altas e médias (GEO e MEO, respectivamente) para regiões de altitudes mais baixas da Terra (LEO) a fim de serem incinerados pelo arrasto atmosférico. Tomamos como exemplo satélites reais não operacionais que orbitam nestas regiões e propomos uma operação de “Space Clean” para limpar tais regiões, com uma estratégia realista, simulando as manobras de transferência propulsadas por um sistema de propulsão caracterizado por parâmetros tecnológicos ótimos, encontrados a partir de um catálogo de valores experimentados na estatística das manobras de Rendezvous. O sistema de propulsão foi considerado ideal e com queima de combustível em modelo exponencial. Os nossos resultados mostram o sucesso das operações para o veículo rebocador até a região LEO, na qual o detrito é abandonado para sofrer a atuação do arrasto atmosférico. Mostramos a possibilidade de retirar grandes satélites desativados, evitando futuras colisões com os satélites ainda em operação e também disponibilizamos uma nova órbita para futuras missões espaciais.

Agradecemos aos contribuintes e a CNPq pelo auxílio financeiro concedido, que possibilitou a realização deste estudo.

## REFERÊNCIAS

KESSLER, D. J. Collision cascading: Limits of population growth in low Earth orbit, *Adv. Space Res.* 11, No. 12, 63-66, 1991.

FELIPE, G. de; PRADO, A. F. B. A. Manobras de rendezvous entre rbitas keplerianas com controle impulsivo. *SBA Controle e Automao*, v. 12, n. 2, p. 156/162, 2001.

REIN, Hanno; LIU, S.-F. REBOUND: an open-source multi-purpose N-body code for collisional dynamics. *Astronomy & Astrophysics*, v. 537, p. A128, 2012.

REIN, Hanno; SPIEGEL, David S. ias15: a fast, adaptive, high-order integrator for gravitational dynamics, accurate to machine precision over a billion orbits. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, v. 446, n. 2, p. 1424-1437, 2014.

REIN, Hanno; TAMAYO, Daniel. whfast: a fast and unbiased implementation of a symplectic Wisdom–Holman integrator for long-term gravitational simulations. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, v. 452, n. 1, p. 376-388, 2015.

MAMMARELLA, M.; CAPELLO, E.; GUGLIERI, G. A comprehensive analysis of guidance and control algorithms for orbital rendezvous maneuvers. In: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 5214.