UNIVERSIDADE ESTADUAL DE FEIRA DE SANTANA
Autorizada pelo Decreto Federal nº 77.496 de 27/04/76
Recredenciamento pelo Decreto nº17.228 de 25/11/2016
PRÓ-REITORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO
COORDENAÇÃO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

XXV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DA UEFS
SEMANA NACIONAL DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA - 2021

Operações de "SpaceClean" com Propulsão a Plasma

Luciano F. Sousa[1]; Antônio D.C. Jesus[2];
1. Bolsisa PROBIC/UEFS, Graduando em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: lu3279@hotmail.com
2. Orientador, Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: a1d1j1@uefs.br

PALAVRAS-CHAVE: Detritos espaciais; SpaceClean; Propulsão plasma.

INTRODUÇÃO

As operações de "SpaceClean" visam capturar detritos espaciais que se localizam em diversas órbitas em torno da Terra. Vários agrupamentos destes corpos se espalham em altitudes nas regiões operacionais (órbitas baixas - LEO, órbitas médias - MEO, órbitas geoestacionárias - GEO) e a sua densidade aumenta com a taxa de crescimento das atividades das missões espaciais. Definimos Detrito Espacial (DE) como sendo todo objeto espacial não operacional que orbita em torno da Terra. A origem dos DE são as atividades espaciais humanas (Human Debris – detritos produzidos pelos homens: partes e fragmentos de espaçonaves, satélites com tempo de vida esgotado, estágios de foguetes, explosões induzidas de veículos, vazamentos de combustível, etc.) e as atividades naturais (Natural Debris – detritos produzidos pela natureza: poeiras, meteoros, partículas diversas do espaço sideral que são capturadas pelo campo gravitacional terrestre, etc.).

Os riscos às atividades espaciais decorrentes das colisões dos DE com veículos espaciais e também das colisões entre eles, aumentam a cada lançamento de foguetes e satélites. Além disso, as colisões entre os diversos DE neste mesmo ambiente tem aumentado assustadoramente. O grau de perigo dos detritos espaciais é determinado principalmente por três fatores: 1) o longo tempo em órbita, 2) as altas velocidades alcançadas e; 3) as dificuldade para sua eliminação (Adushkin et al, 2016). Os detritos espaciais podem ser destrutivos em colisões com veículos espaciais em operação e as agências espaciais planejam operações de captura/limpeza do ambiente fora da Terra com detritos, através de veículos rebocadores. Estas operações são chamadas de "SpaceClean". O objetivo das operações de Spaceclean é trazer os detritos espaciais para órbitas baixas (LEO) onde atua a força de arrasto atmosférico, a qual lançaria os detritos para incineração com os gases da atmosfera terrestre, reduzindo seus tamanhos e/ou destruindo-os completamente.

Para realizar uma operação de SpaceClean, será necessário uma manobra de Rendezvous entre os veículos rebocadores/sondas espaciais e os detritos espaciais, na qual as velocidades relativas e as posições relativas entre os veículos são nulas. Durante esta manobra, será adotada uma propulsão para gerar o encontro entre os dois objetos, até que seja atingida a velocidade relativa nula quando ocorrer o encontro (posição relativa nula). A propulsão plasma é a propulsão mais eficiente em relação à propulsão

comum (de combustível químico). Ela é mais econômica, e mais limpa do ponto de vista ambiental e, portanto, mais viável. Seus propulsores utilizam uma combinação de campos elétricos e magnéticos para a obtenção da aceleração do plasma (propulsores iônicos por efeito Hall). Nestes propulsores, íons são gerados e acelerados por um campo elétrico atingindo velocidades altíssimas (Gonçalves, 2013). Estes propulsores possuem baixo empuxo e são duradouros e, portanto, podem gerar altas velocidades do veículo, após um certo tempo de operação (Asencio, 2014). Além disso, eles podem "coletar" energia eletromagnética do Sol. Podemos dizer que estes sistemas são viáveis porque oferecem, ao menos, três vantagens importantes: 1) a confiabilidade tecnológica; 2) a economia na massa do propelente e, consequentemente, da massa inicial do veículo espacial e; 3) a possibilidade de funcionamento ininterrupto por longos intervalos de tempo. Estes sistemas são usados atualmente no controle de atitude e de órbita em mais de 200 satélites. As missões espaciais bem sucedidas como a Deep Space One e Dawn (NASA) e a Hayabusa (JAXA) e Smart-1 (ESA) foram baseadas em sistemas de propulsão plasma e muitas sondas espaciais possuem como sistema de propulsão primário este tipo de sistema. Uma manobra feita através da ação destes propulsores requererá mais queima de arcos até a órbita final do que uma manobra impulsiva (ou mesmo contínua) realizada por um sistema propulsor usual (Jesus et al., 2004).

MATERIAL E MÉTODOS OU METODOLOGIA

A Metologia aplicada a esta investigação é simples. Inicialmente, estudaremos as equações das forças envolvidas no fenômeno da captura do veículo rebocador em campo gravitacionale sujeito às forças de propulsão e de arrasto atmosférico. Logo após, determinamos o modelo da dinâmica relativa entre os corpos envolvidos. Investigaremos a existência de uma solução analítica para o problema. Se encontrada a solução analítica, restarão apenas simulações numéricas de casos hipotéticos e realistas para coleta de dados e interpretação. Caso não haja solução analítica, a solução será completamente numérica e, portanto, estatística. Produziremos gráficos e tabelas de dados para interpretação do fenômeno em função dos parâmetros que definem a força de arrasto e também a força de propulsão plasma, por exemplo, os módulos dos campos elétrico e magnético, os parâmetros tecnológicos do sistema de propulsão, etc. Nas simulações numéricas utilizaremos o aplicativo REBOUND que é uma API (Application Programming Interface) que possibilita a simulação numérica do problema de N-corpos com grande precisão. Os equipamentos, como computadores para a realização das simulações, o DFIS os possui.

RESULTADOS E/OU DISCUSSÃO

Encontramos a expressão que descreve a velocidade de exaustão dos gases num propulsor por efeito HALL

1- Propulsor PHALL campos constantes

No primeiro caso, consideramos os campos elétrico e magnético constantes no tempo, permitindo assim tratar as suas respectivas componentes como constantes. Assim, a partir da dinâmica, obtemos a velocidade de exaustão dos gases:

$$\vec{V}_{ex}(t) = -(\frac{\sigma}{\rho} \cdot \frac{|\vec{B}_\theta||\vec{B}_z|^2|\vec{E}_z|}{|\vec{B}|^2} cos(\theta)) \cdot \hat{i} \cdot t - (\frac{\sigma}{\rho} \cdot \frac{|\vec{B}_\theta||\vec{B}_z|^2|\vec{E}_z|}{|\vec{B}|^2} sen(\theta)) \cdot \hat{j} \cdot t + (\frac{\sigma}{\rho} \cdot \frac{|\vec{B}_r||\vec{B}_\theta||\vec{B}_z||\vec{E}_z|}{|\vec{B}|^2}) \cdot \hat{k} \cdot t$$

2- Propulsor PHALL campos oscilantes com frequências iguais

No segundo caso, consideramos os campos elétrico e magnético oscilantes no tempo,ou seja,

$$\vec{B}_{(t)} = \vec{B} \cdot cos(\omega \cdot t)$$

$$\vec{E}_{(t)} = \vec{E} \cdot cos(\omega \cdot t)$$

Considerando:

$$K = (\frac{\sigma}{\rho} \cdot \frac{|\vec{B}_\theta||\vec{B}_z|^2|\vec{E}_z|}{|\vec{B}|^2})$$

$$K' = (\frac{\sigma}{\rho} \cdot \frac{|\vec{B}_\theta||\vec{B}_z||\vec{B}_r||\vec{E}_z|}{|\vec{B}|^2})$$

$$A = t + \frac{1}{2\omega} sen(2\omega t)$$

$$B = \frac{1}{\omega_B + \omega_E} sen(\omega_B t + \omega_E t) + \frac{1}{\omega_B - \omega_E} sen(\omega_B t - \omega_E t)$$

podemos escrever a solução encontrada para a velocidade de exaustão dos gases como sendo:

$$\vec{V}_{ex}(t) = -(\frac{K}{2} cos(\theta)) \cdot (A) \cdot \hat{i} - (\frac{K}{2} sen(\theta)) \cdot (A) \cdot \hat{j} + (\frac{K'}{2}) \cdot (A) \cdot \hat{k}$$

3- Propulsor PHALL campos oscilantes com frequências diferentes

Considerando as equações apresentadas na seção anterior, a solução encontrada para a velocidade de exaustão dos gases foi:

$$\vec{V}_{ex}(t) = -(\frac{K}{2} cos(\theta)) \cdot (B) \cdot \hat{i} - (\frac{K}{2} sen(\theta)) \cdot (B) \cdot \hat{j} + (\frac{K'}{2}) \cdot (B) \cdot \hat{k}$$

CONSIDERAÇÕES FINAIS

Nossa pesquisa estabeleceu um modelo para manobras de SpaceClean, através da implementação de manobras propulsivas de Rendezvous. Simulamos diversas possibilidades de condições iniciais, tendo como resultado principal das dinâmicas o afastamento dos objetos. Ao comparar a velocidade relativa inicial com distâncias pequenas às condições de distâncias grandes, notamos que para as mesmas velocidades relativas, a separação dos objetos pode ser inversamente proporcional à distância inicial.

Chegamos a um conjunto de valores dos parâmetros tecnológicos para os propulsores por efeito Hall que são favoráveis tanto às manobras de Rendezvous (para as manobras de SpaceClean) quanto as manobras evasivas de colisões. Encontramos que para a máxima eficiência, devemos controlar o fluxo do propelente para que este seja lento. Além disso, Verificamos que nos propulsores Hall manter os campos elétrico e magnético constantes no tempo é mais favorável do que mantê-los oscilando com uma função cossenóide. Para que a força de propulsão não se anule variando a direção ao longo do tempo, é necessário que as frequências do campo elétrico e magnético sejam iguais. Na atuação dos propulsores, o arrasto pode prolongar o tempo necessário para a força ser significante dentro da dinâmica relativa entre dois objetos em órbita.

Desta forma, alcançamos o nosso objetivo de modelar e estudar o fenômeno das manobras de SpaceClean, viabilizadas por condições físicas (condições inicias, frequências dos campos elétrico e magnético do plasma) e condições tecnológicas (parâmetros: fatores de massa e de potência, velocidades de exaustão dos gases, etc.). Estas manobras são necessárias, úteis e recomendáveis para a limpeza do ambiente fora da Terra e para a manutenção da sua segurança, com respeito às janelas espaciais.

REFERÊNCIAS

ADUSHKIN, Vitaly; Veniaminov, Stanislov; Kozlov, Stanislov and Silikov, Mikhail. Orbital Missions safety as survey of kinetic hazards. Acta Astronautica, v. 126, p. 510-516, 2016.

ASENCIO, J. C. R. Caracterização de cátodos ocos para propulsão iônica. Proceedings Workshop em Engenharia e Tecnologias Espaciais, INPE, 2014.

DELHAISE, F. Analytical treatment of air drag and Earth oblateness efects upon an artificial satellite. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 52(1):85103, 1991.

GONÇALVES, L. D. Manobras Orbitais de Satélites Artificias Lunares com Aplicação de Propulsão Contínua. Tese (Doutorado) – dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – INPE, 2013.

JESUS, A. D. C., Prado, A. F. B., Souza, M. L. E. Nonimpulsive Orbital Maneuvers under Thrust Deviations Effect: Cause/Effect Algebraic Relation to Semi-major Axis. Advances in Space Dynamics. 1od. São José dos Campos: INPE, 2004, v.4, p.213-224.

SOUZA, João Henrique Campos de. Estudo da Dinâmica de Partículas em um Propulsor a Plasma do tipo Hall com Ímãs Permanentes. 2006. 74 f. Dissertação (Mestrado em Física)-Universidade de Brasília, Brasília, 2006