

ANÁLISE DE COLISÃO ENTRE OBJETOS ESPACIAIS - DESENVOLVENDO ALGORITMO DE APOIO À DECISÃO DE REALOCAÇÃO SATELITAL EM ÓRBITA

ANALYSIS OF COLLISION BETWEEN SPACE OBJECTS -
DEVELOPING AN ALGORITHM TO SUPPORT IN ORBIT SATELLITE
REALLOCATION DECISION MAKING

Ilmo Caldas Neto é formado em Engenharia Mecânica-Aeronáutica e Mestre em Ciências e Tecnologias Espaciais (CTE-G) ambos pelo ITA (2018 e 2019).

Contato: ilmocaldas.ita@gmail.com



O CelAv R/1 Henrique Costa Marques é Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).

Contato: hmarques@ita.br



O Maj Av Diego Geraldo é pesquisador no IEAv e membro da equipe de desenvolvimento do AEROGRAF.

Contato: diegogeraldo@ieav.cta.br



RESUMO

A operação espacial brasileira tem se tornado mais complexa e robusta. Entretanto, ainda está aquém das grandes potências no que tange a tecnologias que mitiguem possíveis catástrofes, como colisões. Em virtude do alarmante de tecnologias, como constelações de nano e microssatélites, o número de objetos em órbita tem gerado aumento do número de ameaças de colisões. Eventos desse porte podem danificar microssistemas ou mesmo tornar um satélite inteiro inoperante, desperdiçando o investimento temporal e financeiro feito, além de gerar um número ainda maior de detritos na colisão, aumentando em um efeito cascata a probabilidade de novas colisões. A fim de promover a independência brasileira no segmento de tecnologias de análise de colisões espaciais, um algoritmo para reconhecimento de ameaças e análise da probabilidade de colisão está em desenvolvimento.

Palavras-Chave: Algoritmos de Colisão, Prevenção de Colisão, Lixo Espacial, Risco de Colisão.

ABSTRACT

Brazilian space operation has become more complex and robust. Although it is still below the great players, regarding technologies that mitigate catastrophes, like collisions. Due to space junk growth, in addition to the spread of technologies, such as constellations of nano and microsatellites, the number of objects in orbit has generated an increased threat number of collisions. Events of this magnitude can damage microsystems or even become a whole satellite inoperative, wasting time and financial investment, besides generating a greater number of debris in the collision, increasing in a cascade effect the likelihood of further collisions. Aiming to promote Brazilian independence in the segment technologies for space collision analysis, an algorithm for threat recognition and collision probability analysis is under development.

Keywords: Collision Algorithms, Collision Avoidance, Space Debris, Collision Risk.

I – INTRODUÇÃO

A evolução no setor espacial é perceptível na capacidade de exploração, no desenvolvimento de novas tecnologias para satélites, nas legislações, na quantidade e na maturidade dos players, mas também no número de objetos em órbita, o qual é majoritariamente lixo orbital [1].

Tecnicamente, denominado por detritos espaciais (*Space Debris ou Orbital Debris*), em suma, são objetos espaciais em órbita não funcionais, segmentados principalmente em fragmentos de satélites e em pedaços de veículos lançadores [2].

O expressivo crescimento desses objetos e sua alta densidade especialmente em órbita baixa (*Low-Earth Orbit - LEO*) tem alarmado agências e órgãos reguladores, haja vista o possível fenômeno, conhecido como síndrome de Kessler.

Donald Kessler, pesquisador aposentado da agência espacial americana (*National Aeronautics and Space Administration – NASA*), hipotetizou ainda em 1978 que a densidade de objetos espaciais em órbita poderia ser tão grande, que colisões envolvendo ativos funcionais e lixo espacial aconteceria em efeito cascata, isto é, sucessivas colisões produziram tantos detritos que não haveria mais a viabilidade de operar satélites nem de fazer viagens orbitais [3].

Esse potencial cataclismo espacial é uma ameaça real, principalmente depois de testes bélicos, colisões e alertas de evacuação da Estação Espacial Internacional (EEI). A fim de evitá-lo, programas relativos ao lixo espacial estão presentes no cotidiano das principais organizações que operam o espaço. Desde tecnologias de detecção, monitoramento e remoção à algoritmos para prevenção de colisão entre objetos espaciais são estudados, desenvolvidos e utilizados a fim de preservar a sustentabilidade espacial e garantir a segurança dos ativos em órbita [4].

O Brasil ainda é incipiente nas tecnologias nacionais implementadas para auxiliar o tomador de decisão sobre as possíveis práticas a serem adotadas no planejamento em ambiente aeroespacial no caso de reconhecimento de ameaças e do cálculo da probabilidade de colisão orbital.

Quanto ao Brasil, cabe a responsabilidade sobre o monitoramento e a gestão de 21 ativos em órbita, estando, dos 16 satélites operacionais em órbita, 10 (63%) em órbita geostacionária (*Geostationary Orbit - GEO*) e, dos 5 satélites não operacionais em órbita, 3 (60%) também em GEO.

Nesse contexto, o presente trabalho tem por objetivo iniciar o desenvolvimento de um algoritmo nacional com o propósito de auxiliar o operador dos satélites brasileiros na prevenção de colisão com outros objetos espaciais. Os resultados preliminares já permitem identificar a importância de continuados

estudos na área da mecânica orbital, fruto dos efeitos de corpos celestes, radiação solar e atmosfera terrestre que impactam na previsão da propagação da órbita dos satélites artificiais.

II – PROBLEMAS DE PESQUISA

A gestão de ativos espaciais costuma estar associada a controlabilidade do objeto. No caso do lixo orbital, não existe viabilidade para controle orbital, cabendo aos satélites operantes e às estações espaciais a execução de manobras orbitais evasivas no intuito de evitar danos.

O planejamento dessas manobras é originado por um alerta de risco e por índices de gravidade e urgência, os quais costumam ser a probabilidade de colisão e o possível tempo em que ela se dará.

Em contrapartida, existem diversas dificuldades para reconhecer e mensurar o risco de colisão. O processo de detecção de objetos é endógeno a erro, em virtude da alta velocidade orbital, do brilho, da altitude, do tamanho e das incertezas do movimento e dos telescópios, o que restringe os catálogos internacionais a objetos com dimensão principal maior que 10 cm [5].

Ademais, também existem incertezas nas metodologias de propagação orbital, o que multiplicam o erro, limitando o estudo de cenários a longo prazo, além das metodologias estatísticas para modelar objetos com dimensão principal menor que 10 cm [6-7].

Em outra ótica, a situação problemática também é complexa no que tange ao número de objetos estudados. Em fevereiro de 2018, estavam catalogados aproximadamente 43 mil objetos com tamanho acima de 10 cm, estando 19 mil ainda em órbita, como pode ser observado na Fig.1 [8].

Segmentados em cargas pagas, isto é, satélites (*payloads*), pedaços de foguetes (*rocket bodies*) e fragmentos (*debris*), observa-se que, em órbita, 75% dos objetos são classificados como lixo espacial. Porém, quando é adicionado a parcela dos satélites que está inoperante, estima-se que 94% dos objetos em órbita são lixo orbital, o que tem gerado um grande alarme entre as principais potências e entidades internacionais regulamentadoras [9].

No que tange a órbita, a mais populosa é a órbita LEO, isto é, altitude de até 2000 km e período médio de 90 minutos, sediando os objetos mais velozes e sendo principalmente explorada por satélites de comunicação e pela EEI.

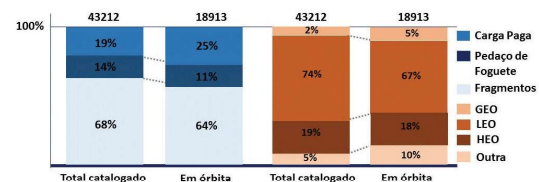


Figura 1 – Segmentação dos objetos catalogados [8].

Por outro lado, como observado na Fig. 2, no critério proximidade, numa ordem até 500 km, a órbita GEO é aquela com maior número de ameaças, sendo a região “a” os satélites com inclinação próximas a zero, isto é, plano próximo ao Plano do Equador, e à região “b” os com inclinação diferente de zero, mas também em regime geossíncrono.

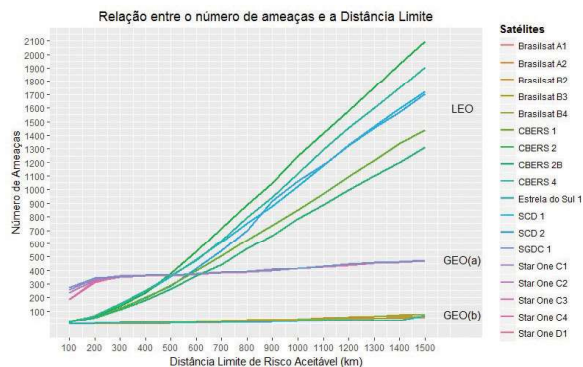


Figura 2 – Crescimento do número de ameaças a satélites brasileiros em função da distância crítica de colisão [8].

Ainda no contexto das órbitas, uma das principais dificuldades para análise das colisões é fazer a propagação de cada órbita. Efeitos na gravidade, em virtude do formato irregular da superfície terrestre, efeitos da radiação cósmica e da força de arrasto atmosférica são fatores que geram erro no estudo de cenários futuros [10].

Além dos erros de entrada e de propagação, o próprio critério de alarme de colisão é regulamentado por cada nação, não existindo ainda um comum acordo ou uma legislação internacional.

III – ALGORITMOS DE COLISÃO

A fim de apresentar o estado da arte dos tópicos necessários para plena compreensão das técnicas abordadas na construção do algoritmo em desenvolvimento, segue uma discussão sobre os algoritmos utilizados nas análises de colisão.

A. Volume de controle

Na literatura, são apresentadas três principais abordagens para algoritmos que fazem a análise de colisões. No início desse campo de estudo, a técnica dominante era a conhecida como Volume de Controle. Ela toma por base a utilização de um volume de controle em torno do objeto em estudo (*keep-out* volume ou *exclusion volume*), que, em caso de violação por outro objeto, emite alarme de possível colisão.

Assim, nessa primeira abordagem, a metodologia de estudo para possíveis colisões é a análise da viabilidade da interseção dos invólucros dos objetos espaciais. Um exemplo de volume de controle é apresentado na Fig. 3 para fins elucidativos [11-12].

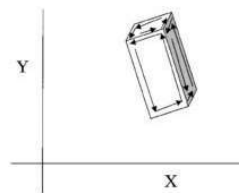


Figura 3 – Volume de controle em torno de um objeto espacial [11].

As principais vantagens desse método são a facilidade da sua modelagem e a simplicidade do seu conceito, especialmente no caso de objetos simétricos.

Em contraposição, não existe uma legislação internacional sobre a dimensão do volume, o que pode culminar num alto número de alarmes falsos. Ademais, para superfícies complexas, o custo computacional pode inviabilizar o seu uso [11].

B. Estatístico

A segunda abordagem existente é a de cunho estatístico. Ainda é uma abordagem pouco utilizada na literatura, porém é vantajosa ao trabalhar com a inclusão e subsequente tratamento probabilístico de objetos menores que 10 cm, além da formulação de modelos evolutivos, o que permite a variação do número de elementos em órbita e o estudo de um cenário pós-colisão.

O lado negativo desta abordagem também está no tratamento estatístico. As Funções Densidade de Probabilidade (*Probability Density Function - PDF*) são baseadas em parâmetros orbitais, como a anomalia verdadeira, isto é, a posição do satélite em sua própria órbita. Porém, ao gerar uma PDF com inúmeras medições de um parâmetro orbital, não existe ainda um teste estatístico na literatura que valide a utilização dessa amostra, como não enviesada [13-14].

A metodologia estatística já é empregada por meio da PDF da anomalia verdadeira de cada satélite, comparando-o, para um certo intervalo de tempo e de confiança, a fim de validar e estimar a existência de interseções das anomalias verdadeiras.

C. Vetor Posição

O terceiro e mais utilizado método é baseado na operação com vetores de posição com matrizes de covariância dos erros. Com essas informações, os parâmetros para análise do risco, como distância crítica ou tempo crítico de passagem entre os objetos, conhecido na literatura como *time of closest approach* (TCA), podem ser calculados, haja vista que, nessa abordagem, a probabilidade de colisão costuma ser definida, como a probabilidade de a distância entre dois objetos ser a estimada como menor que um limite aceitável [11; 15-16].

A abordagem com os vetores de posição é a mais versátil por depender exclusivamente dos parâmetros orbitais. Com isso, a modelagem do problema e o equacionamento da mecânica orbital possuem diversas abordagens.

Apesar de inicialmente possuir um custo computacional maior por necessitar de diferentes sistemas de coordenadas, a literatura registra uma série de transformações com funções analíticas, que pode reduzir o problema a duas ou a uma dimensão.

Por outro lado, essa abordagem não considera a diferença no tamanho dos objetos, além de ser extremamente sensível às incertezas das medições dos dados de entrada e às covariâncias dos erros.

Em suma, esses algoritmos são baseados em modelos matemáticos consagrados pela mecânica orbital, bem descritos em [18].

A fim de apresentar o algoritmo deste trabalho, a seguir são descritas as etapas de seu desenvolvimento, desde a arquitetura funcional até a discussão das decisões tomadas no processo de desenvolvimento.

IV – METODOLOGIA

Em resumo, o desenvolvimento do algoritmo é dividido em quatro fases, leitura e filtragem dos dados, propagação orbital, reconhecimento de zonas de conjunção e análise de colisão.

A. Leitura e Filtragem dos dados

A primeira consiste na fase de leitura e tratamento dos dados. Como observado na Fig. 4, recebe-se os dados de entrada, que são os parâmetros orbitais de cada objeto em órbita em formato *Two-Line Element set* (TLE) e a informação de qual é o objeto principal da análise, tendo como saída para próxima fase as informações filtradas.

Na leitura de dados, em fevereiro de 2018, existiam em torno de 19 mil objetos, como apresentado no gráfico da Fig. 1.

Os principais parâmetros para cada um dos objetos estão na TLE, sendo necessária uma captura cuidadosa, em virtude das diversas formas de registro para cada elemento, somado a um tratamento atencioso das unidades e da ordem de grandeza de cada informação.

É válido ressaltar que organizações como a *SpaceTrack* [8] semanalmente disponibilizam atualizações das TLEs.

Na leitura dos dados em formato de texto, o algoritmo já faz a leitura e tratamento, pondo-os em uma estrutura de dados do tipo lista encadeada dupla (deque) a fim de facilitar a busca em duas direções na estrutura.

Cada elemento do deque é constituído de um ponteiro para os elementos anterior e próximo, mas

também de uma estrutura, a qual contém o nome do objeto, informações de catálogos internacionais e os parâmetros orbitais.

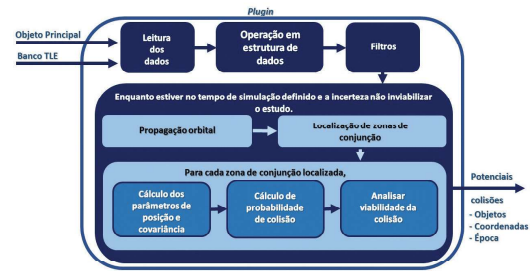


Figura 4 – Arquitetura funcional do algoritmo.

Nesse ponto, o deque passa por dois filtros a fim de reduzir o esforço computacional. A ideia do filtro é respaldada no fato de que nem todos os objetos em órbita são ameaças ao seu objeto principal, haja vista restrições geométrica e temporal das órbitas, as quais não permitem a interseção orbital em um dado intervalo de tempo [17].

O primeiro filtro é conhecido como Filtro do Perigeu-Apogeu, representado em (1). Sejam P o maior do perigeu das órbitas do objeto principal e da potencial ameaça (objeto secundário), A o menor apogeu das órbitas e Dmin a distância limite de segurança para não se emitir um alerta de segurança:

$$P - A > D_{min}$$

Caso a inequação de (1) seja válida, o objeto não é uma ameaça. Em caso negativo, um teste mais acurado deve ser realizado.

O segundo filtro é conhecido como o Filtro das Coordenadas. Previamente, define-se Distância de Segurança (Dseg), como a distância garantidora de que o objeto não chegará a distância de risco aceitável (Dmin), definida no primeiro filtro, dada sua velocidade, antes da próxima propagação orbital.

O filtro de fato consiste em analisar se para cada coordenada (x, y e z), a distância di é maior que a Distância de Segurança, como mostrado em (2):

$$d_i > D_{seg}, i = x, y, z$$

Dessa forma, é necessário calcular a Distância de Segurança e as posições iniciais em um sistema de coordenadas cartesianas, fazendo posteriormente uma comparação das três coordenadas com a Distância de Segurança.

Caso a inequação do segundo filtro seja válida, o objeto cai no critério do filtro, não se tornando mais ameaça. Caso negativo, os objetos que continuaram classificados como ameaças potenciais depois dos filtros são postos em um novo deque e encaminhados à segunda fase do algoritmo com propósito de terem suas órbitas propagadas.

B. Propagação Orbital

Para cada objeto do deque filtrado, a segunda fase basicamente propaga a próxima órbita. Metodologias existentes como a J2 já consideram a perturbação gravitacional em despeito às irregularidades na superfície terrestre. A metodologia *Simplified General Perturbations* (SGP4), além dos efeitos da irregularidade terrestre na gravidade, considera os efeitos na gravidade de corpos, como Sol e Lua, e efeitos de arrasto e radiação cósmica, sempre focando para corpos em órbita baixa com período menor que 225 minutos [7].

Já a metodologia *Simplified Deep Space Perturbations* (SDP4), a qual é semelhante a SGP4, é direcionada a objetos com períodos maiores que 225 minutos. O algoritmo a ser desenvolvido neste trabalho agrega os métodos SGP4 e SDP4, sendo utilizado cada método de acordo com seus requisitos.

A implementação da metodologia SGP4 está sendo feita em acordo com o equacionamento clássico, haja vista as informações da TLE serem tratadas por uma metodologia única com base no modelo teórico, o que garante a validade e a máxima acurácia nos resultados [18].

Inicialmente, são calculadas as constantes necessárias, lidos os parâmetros orbitais básicos, sendo seguidas pelos efeitos de correção da gravidade, em virtude do formato irregular terrestre, do arrasto e dos erros decorrentes do longo tempo em órbita.

Em seguida, a Equação Diferencial de Kepler para excentricidade e argumento do perigeu é resolvida numericamente com técnicas de recorrência, sendo a implementação concluída após o equacionamento dos vetores que fornecem as posições e as velocidades para cada coordenada cartesiana.

Sem dúvida, a atenção deve estar focada na implementação do longo equacionamento do modelo matemático, assim como na solução da equação diferencial.

A mesma estrutura é empregada para a metodologia SDP4, existindo sim diferenças na modelagem matemática, mas concentradas no uso de um coeficiente de arrasto derivado e na inclusão dos efeitos gravitacionais de outros corpos, como Sol e Lua, além dos efeitos da imprecisão causadas por longas órbitas.

C. Localização de Zonas de Conjunção

Feita a propagação orbital, para cada laço iterativo, a terceira fase passa a procurar a localização das zonas onde existe possibilidade de um encontro, as chamadas zonas de conjunção, ilustradas na Fig. 5, onde os tracejados representam a propagação orbital de 3 objetos distintos.

Como a colisão entre dois objetos só ocorrerá

no local na interseção das órbitas, o algoritmo faz uma comparação entre a distância cartesiana e a Distância de Segurança para analisar em cada laço iterativo a existência de zona de conjunção.

Assim, para a próxima parte, são passados para cada objeto, um deque com as coordenadas e o tempo de cada zona de conjunção dos pares de potenciais objetos a colidir.

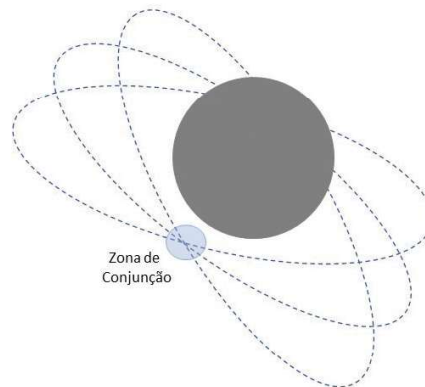


Figura 5 – Ilustração de uma zona de conjunção.

D. Análise da Potencialidade da Colisão

Por fim, na quarta funcionalidade, para cada zona localizada, uma rotina mais acurada faz o cálculo da probabilidade de colisão e a análise da sua viabilidade, oferecendo como resultado os potenciais pares de colisão com as coordenadas e o tempo mais prováveis de ocorrência.

O tratamento matemático para desenvolvimento do cálculo da probabilidade de colisão tem ampla discussão na literatura, podendo ser encontradas em [7;11;15-16;17;19-20].

Inicialmente respaldado no tratamento vetorial do movimento relativo, a distância relativa entre os objetos principal e secundário é analisada a cada iteração, sendo o erro inerente das medidas considerado por meio de matrizes de covariância.

A formulação clássica e mais comum entre as presentes na literatura para cálculo da probabilidade de colisão pode ser observada em [20].

Dada a probabilidade de colisão, a distância crítica, os objetos envolvidos, as coordenadas e o tempo do possível evento, o algoritmo passa a avaliar a potencial colisão, assim como a sua urgência e relevância, sendo os critérios definidos pelo usuário.

Reconhecida e analisada a potencialidade da colisão, o algoritmo automaticamente propõe novas posições orbitais com base em uma esfera centrada na posição da colisão e com raio igual a Distância Limite de Segurança oferecida pelo usuário.

Assim, para cada possível nova posição orbital, o algoritmo deverá verificar qual seria o reposicionamento de mínimo custo, ao considerar como critérios a probabilidade de novas colisões, o tempo para colidir, a distância a ser percorrida na

manobra orbital, além do consumo de combustível.

IV – RESULTADOS ESPERADOS

Tomando-se o SGDC 1 como exemplo, após o processo de filtragem, apenas 413 objetos, o que corresponde a 2,5% dos objetos em órbita, continuariam exigindo estudo mais acurado sobre a possibilidade de colisão.

Sendo mais generalista na observação, os filtros já se mostraram mais consistentes para órbita GEO, pois variações na Distância Limite de Segurança não variaram o número de ameaças, como exibido na Fig. 2.

Da mesma forma, o filtro se mostrou extremamente eficiente para objetos sólidos, em virtude de que a determinação da Distância de Segurança tem um grande poder seletor das ameaças.

Quanto a propagação orbital, a metodologia SGP4 e SDP4 possuem limitações para o cálculo da incerteza no método. Entretanto, como o modelo implementado é o clássico utilizado por grandes agências, como a NASA, estudos estão em andamento para determinar o horizonte temporal válido de estudo.

Com o reconhecimento de zonas de conjunção, além de redução do custo computacional, o direcionamento às regiões que efetivamente são mais carentes de atenção reduz os resultados falsos positivos, assim como evita os falsos negativos.

Como a operação brasileira está prioritariamente em órbita GEO, as conjunções devem estar concentradas em grandes altitudes com objetos em órbita elíptica alta (*Highly Elliptical Orbit - HEO*), ou seja, baixo perigeu e grande apogeu.

Quanto a análise de colisão, enquanto não há uma legislação nacional, os parâmetros de alerta de colisão da Força Aérea Americana estão sendo utilizados.

Para as potenciais colisões, o par de objetos, as coordenadas e momento do possível encontro, assim como a posição de menor custo de reposicionamento serão automaticamente informadas ao tomador de gestão a fim de corroborar com a segurança dos ativos espaciais brasileiros.

VI – CONCLUSÃO

O panorama espacial não permite mais que as nações esperem a limpeza promovida por forças naturais. Entretanto, enquanto as novas tecnologias não livram o espaço de sua principal ameaça, o lixo espacial, as nações devem utilizar seus meios para garantir a segurança de seus ativos espaciais.

Um algoritmo nacional está em desenvolvimento para fazer a análise de possíveis colisões entre objetos espaciais. Partindo da leitura dos parâmetros orbitais, passando por uma série de

filtros e técnicas para reduzir o custo computacional e para obter mais precisão na análise, um algoritmo com base na posição orbital de cada objeto e na covariância relativa dos erros das posições é utilizado para calcular e avaliar a probabilidade de colisão.

Com a utilização futura de algoritmos nacionais nos centros de gestão de ativos espaciais, o Brasil passará a não depender de tecnologias estrangeiras para fazer a vigilância e a projeção da segurança de seus satélites.

Quanto ao algoritmo, apesar do grande número de objetos no cenário, espera-se que uma máquina comum seja capaz de executá-lo, valendo-se primeiramente da eficácia dos filtros.

Ainda que o COMAE possua ferramentas para este tipo de tomada de decisão o trabalho atual não só permitirá a comparação dos resultados esperados, mas abrirá uma linha de pesquisa e buscará promover a ampliação do horizonte temporal, no intuito de possibilitar o aumento da segurança das operações satelitais nacionais.

REFERÊNCIAS

- [1] LEE, M. H.; MIN, C. O.; KIM, Y. S., LEE, D. W.; CHO, K. R. **Analysis of population damage by space debris upon collision with Earth based on the reverse geocoding method.** *Aerospace Science and Technology*, v. 50, p. 139–148, 2016.
- [2] CHEN, S. **The Space Debris Problem.** *Asian Perspective*, v. 35, p. 537–558, 2011.
- [3] KESSLER, D. J.; COUR-PALAIS, B. G. **Collision frequency of artificial satellites - The creation of a debris belt.** *Journal of Geophysical Research*, v. 83, n. A6, p. 2637–2646, 1978.
- [4] BRAUN, V.; FLOHRER, T.; KRAG, H.; MERZ, K.; LEMMENS, S.; BASTIDA VIRGILI, B.; FUNKE, Q. **Operational support to collision avoidance activities by ESA's space debris office.** *CEAS Space Journal*, v. 8, n. 3, p. 177–189, 2016.
- [5] SCHILDKNECHT, T. **Optical surveys for space debris.** *The Astronomy and Astrophysics Review*, v. 14, n. 1, p. 41–111, 2007.
- [6] MIURA, N. Z. **Comparison and Design of Simplified General Perturbation Models (SGP4) and Code for Nasa Johnson Space Center.** *Climate Change 2013 - The Physical Science Basis. Faculty of California Polytechnic State University*, 2009.
- [7] LIN, M.; XU, M.; FU, X. **A parallel algorithm for the initial screening of space debris collisions prediction using the SGP4/SDP4 models and GPU acceleration.** *Advances in Space Research*, v.

59, n. 9, p. 2398–2406, 2017.

[8] SPACE-TRACK. **Satellite Catalog**. Space-Track.org. Disponível em < <https://www.space-track.org/#/catalog> >. Acesso em 11 mar. 2018.

[9] LEWIS, H. **Perigo em órbita: o avanço do problema do lixo espacial**. BBC Brasil. 2015. Disponível em < http://www.bbc.com/portuguese/noticias/2015/08/150806_lixo_espacial_ab >. Acesso em 07 fev. 2018.

[10] COYLE, D. B.; STYSLEY, P. R.; MCGARRY, J. F.; HULL, S. M.; GETZANDANNER, K. M.; YOUNG, P. **Adapting a Ground-Based Laser Ranging System at NASA-GSFC for Identification and Tracking of Orbital Debris**. In: Laser Radar Technology and Applications XVIII, v. 8731, n. 0F, 2013.

[11] PATERA, R. P. **General Method for Calculating Satellite Collision Probability**. Journal of Guidance, Control and Dynamics, v. 24, n. 4, p. 716–722, 2001.

[12] KLINKRAD, H. **Collision risk analysis for low Earth orbits**. Advances in Space Research, v. 13, n. 8, p. 177–186, 1993.

[13] KAUSHIK, A. S. **A statistical comparison between Gibbs and Herrick-Gibbs orbit determination methods**. Texas A&M University, 2016.

[14] DOLADO-PEREZ, J. C.; PARDINI, C.; ANSELMO, L. **Review of uncertainty sources affecting the long-term predictions of space debris evolutionary models**. Acta Astronautica, v. 113, p. 51–65, 2015.

[15] AKELLA, M. R.; ALFRIEND, K. T. **Probability of Collision Between Space Objects**. Journal of Guidance, Control and Dynamics, v. 23, n. 5, p. 769–772, 2000.

[16] XU, X.; XIONG, Y. **A method for calculating probability of collision between space objects**. Research in Astronomy and Astrophysics, v. 14, n. 5, p. 601–609, 2014.

[17] HOOTS, F. R.; CRAWFORD, L. L.; ROEHRICH, R. L. **An analytic method to determine future close approaches between satellites**. In: Celestial Mechanics, v. 33, p. 143–158, 1984.

[18] HOOTS, F. R.; ROEHRICH, R. L.; KELSO, T. S. **Spacetrack Report No. 3 - Models for Propagation of NORAD Elements Sets**. Spacetrack Report, v. 3, p. 91, 1980. Disponível em < <http://celestrak.com/NORAD/documentation/spacetrk.pdf> >. Acesso em:

16 abr. 2016.

[19] PETIT, A.; LEMAITRE, A. **The impact of the atmospheric model and of the space weather data on the dynamics of clouds of space debris**. Advances in Space Research, v. 57, n. 11, p. 2245–2258, 2016.

[20] ALFANO, S. **Satellite Collision Probability Enhancements**. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, v. 29, n. 3, p. 588–592, 2006.