

# Arcabouço para Identificação de Ameaças aos Objetos Espaciais

Ilmo Caldas Neto<sup>1</sup> e Henrique Costa Marques<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos/SP - Brazil

**Resumo**—A exploração do ambiente espacial tem culminado em uma crescente geração de lixo espacial, o que tem demandado maior acurácia nas manobras evasivas e de reposicionamento orbital. Dessa forma, em um ambiente com 17 mil objetos em órbita, os operadores satelitais precisam identificar quais são as ameaças aos seus ativos com precisão e tempo hábil de resposta. Esse tipo de tecnologia é parte integrante da gestão de um satélite, pois o tipo de objeto, a coordenada, o tempo e a gravidade da potencial colisão definem o risco e a necessidade de uma manobra mitigadora, sendo necessário o uso de metodologias precisas de propagação orbital, as quais demandam alto poder computacional. Este trabalho desenvolve um arcabouço para a identificação das ameaças a um objeto de interesse, considerando sempre os dados reais de todos os objetos em órbita, utilizando técnicas de filtragem para redução de custo computacional e apresentando parâmetros inerentes a gestão de risco espacial, assunto esse escassamente discutido na literatura. Com base em um estudo de caso do satélite brasileiro SGDC-1, foi observado que a aplicação de filtros reduziu de forma relevante o tempo de propagação orbital, evitando o processamento de objetos que não trazem risco. Da mesma forma, um módulo dedicado a localização das regiões críticas permitiu a identificação de duas ameaças reais, informando as posição e tempo das potenciais colisões.

**Palavras-Chave**—Zona de Conjunção, Identificação de Ameaças, Detecção de Colisão.

## I. INTRODUÇÃO

O cenário espacial tende a ser cada vez mais denso. Fatores como o aumento da dependência e da demanda por serviços de alta qualidade, bem como a redução dos custos de desenvolvimento, lançamento e manutenção, tornam a operação espacial cada vez mais atrativa [1].

Por outro lado, o custo desse desenvolvimento é a sustentabilidade espacial. A grande geração de lixo espacial, (*Space Debris*), ou seja, de objetos espaciais orbitais não funcionais, desde satélites inoperantes, estágios e componentes de veículos de lançamento até fragmentos de satélites e outros resíduos, constituem as principais ameaças à integridade de um objeto espacial operacional em órbita [2], [3].

É fato que o lixo espacial em órbita emerge como uma consequência antropogênica, principalmente advinda de testes de míssil, colisões espaciais e restos de veículos

lançadores [4]. No entanto, como se trata de objetos não controláveis, o gestor do objeto ameaçado é quem acaba recebendo a incumbência de prever, analisar e executar uma manobra evasiva a fim de garantir a integridade do seu ativo [5], [6].

Quando o lixo espacial é somado aos satélites em órbita, a SpaceTrack registrou 17.019 objetos, orbitando em torno da Terra em 25 de junho de 2018 [7]. Nesse contexto de multiobjetos, o primeiro passo de um gestor é determinar quais objetos são ameaças reais aos seus ativos, procurando obter posteriormente informações como o local, o tempo previsto até a potencial catástrofe e a probabilidade de colisão para que ele possa compreender o risco de colisão [8].

Apesar de cada gestor ter a sua especificidade no que tange à interpretação do risco, a análise de potenciais encontros orbitais é cada vez mais estudada, a fim de que as manobras rotineiras de correção orbital já sejam utilizadas como evasivas, evitando manobras extras e, com isso, gerando economia de combustível [9].

Para um estudo longo e preciso, existem algumas técnicas para redução de custo computacional. Neste trabalho, utiliza-se uma abordagem com 4 filtros, a fim de que, de todos os objetos em órbita, apenas aqueles que são ameaças reais sejam propagados e analisados.

No caso do Brasil, não existem tecnologias nacionais implementadas e publicadas, que utilizem dados reais com todos os objetos em órbita e técnicas de filtragem, para identificação de ameaças em órbita. Assim, este trabalho tem por principal competência desenvolver e aplicar um *framework* que possa encontrar as ameaças reais a um objeto espacial.

## II. REVISÃO DA LITERATURA

Para fazer a simulação do ambiente espacial e consequentemente identificar as ameaças, é necessário um conjunto confiável de dados, contendo todos os objetos em órbita catalogados. O principal banco de dados público com parâmetros orbitais é o banco de dados em formato *Two-line element set* (TLE), atualizado semanalmente pela SpaceTrack [7].

Com a vantagem de sistematizar os parâmetros orbitais em um modelo unificado com apenas duas linhas para cada elemento, a TLE oferece desde informações de data de lançamento até informações que permitem a propagação da órbita daquele elemento.

Ilmo Caldas Neto, ilmocaldas.ita@gmail.com; Henrique Costa Marques, hmarques@ita.br.

Porém, uma desvantagem desse banco de dados é que sua formulação foi desenvolvida para depender das metodologias de propagação orbital *Simplified General Perturbations* (SGP4) e *Simplified Deep Space Perturbations* (SDP4), as quais exigem alta demanda computacional [10].

Mesmo tendo acesso a todos os objetos catalogados, não há necessidade de se trabalhar com todos eles, pois alguns objetos possuem impossibilidade geométrica ou temporal de colisão e, com isso, não geram risco. Para tal, a literatura registra uma série de filtros, os quais têm como principal propósito reduzir o esforço computacional, eliminando perfis de objetos.

As concepções iniciais são encontrados em [11], também estão presente nos trabalhos de [12], [13], os quais oferecem filtros baseados em distâncias, tempo, inclinações e incertezas.

Assim, com o propósito de simular a dinâmica do ambiente espacial, existem diversas metodologias de propagação orbital. Dentre as clássicas, a mais simples é a metodologia J2. Nela, para um determinado intervalo de tempo, estima-se a próxima posição, com base nos atuais vetor posição e no vetor velocidade. Porém, a metodologia J2 é bem restrita na consideração dos efeitos de perturbação, considerando basicamente apenas a irregularidade na gravidade por razões da superfície terrestre [14], [15].

As mais complexas, como as famílias *Simplified General Perturbations* (SGP) e *Simplified Deep Space Perturbations* (SDP), publicados em [16], possuem um equacionamento mais refinado por considerar diversos efeitos de perturbação orbital, como, além dos efeitos da irregularidade terrestre na gravidade, os efeitos na gravidade de corpos, como Sol e Lua, e efeitos de arrasto e radiação cósmica [17].

Na família SGP, a metodologia mais comum é a SGP4, utilizada para objetos em órbita baixa com período menor que 225 minutos, enquanto que na família SDP, a metodologia mais comum é a SDP4, direcionada a objetos com períodos maiores que 225 minutos. Mesmo sendo distintas, esses métodos convergiram para serem implementados juntos, como feito nos trabalhos de [18], [19].

Também existem metodologias personalizadas, as quais consideram, por exemplo, modelagens específicas de atmosfera e de fluxo solar, como encontradas no STK, desenvolvido pela *AGI software* [20]. Por meio dos módulos SatPro ou SOLIS, o próprio STK possibilita a utilização do SGP4 e SDP4, porém deixa o usuário restrito a aquisição da ferramenta e a atualizações feitas pela equipe da AGI, caso não tenha licença de desenvolvimento.

Em suma, a propagação orbital é a etapa com maior geração de incerteza [21], [22]. De tal forma, para minimizar os erros, é necessário um método de propagação robusto, o que gera alto custo computacional. Em face disso, a ideia de utilizar filtros para reduzir o número de objetos a serem propagados elimina esforço desnecessário.

Conhecidas as órbitas de todos os objetos de interesse, a região de maior risco é a vizinhança dos pontos de menor distância entre as órbitas. Com isso, o problema passa a procurar as zonas de maior aproximação, conhecidas como

Zonas de Conjunção.

Existem duas formas básicas de encontrá-las. A primeira consiste no cálculo da distância entre os objetos para cada instante de tempo, tendo ao fim do período de simulação, as informações do ponto com a menor distância entre eles. Apesar de ter um alto custo computacional, é uma tática que fornece uma grande quantidade de informações para quaisquer tempo de simulação e distância limite de risco impostos pelo usuário.

A segunda forma é baseada no tratamento analítico do vetor distância relativa. O ponto central da zona de conjunção será aquele em que a norma do vetor distância relativa será mínima. Apesar de ter menor custo computacional que a primeira técnica, os dois principais pontos negativos é a não geração de histórico e a exigência de um tempo de simulação maior do que o tempo para alcançar o tempo de maior aproximação (*Time of closest approach* -  $\Delta t_{tca}$ ).

Sendo  $i$  a notação para o objeto principal e  $j$  para o objeto secundário (ameaça), (1) representa o vetor posição do objeto principal e (2) para o objeto secundário, onde  $e_r$  é o erro endógeno à posição no ambiente espacial e  $r_0$  é a posição informada pela TLE.

$$\vec{r}_i = \vec{r}_{oi} + \vec{e}_{ri} + \vec{v}_i t \quad (1)$$

$$\vec{r}_j = \vec{r}_{oj} + \vec{e}_{rj} + \vec{v}_j t \quad (2)$$

Dessa forma, o vetor distância relativa entre os objetos é expresso em (3), ao substituir (1) e (2), onde o movimento relativo tem referencial no objeto principal.

$$\vec{r}_{ij} = \vec{r}_j - \vec{r}_i = (\vec{r}_{oj} - \vec{r}_{oi}) + (\vec{e}_{rj} - \vec{e}_{ri}) + (\vec{v}_j - \vec{v}_i)t$$

$$\vec{r}_{ij} = \vec{r}_{or} + \vec{e}_{rr} + \vec{v}_r t \quad (3)$$

Agregando o erro da medição à posição inicial, representa-se a posição inicial em uma única grandeza,  $\tilde{r}_{or}$ , em (4), já considerando a medição do em (5).

$$\tilde{r}_{or} = \vec{r}_{or} + \vec{e}_{rr} \quad (4)$$

$$\vec{r}_{ij} = \tilde{r}_{or} + \vec{v}_r t \quad (5)$$

Ao restringir a análise do encontro para a zona de conjunção, o módulo da distância relativa é mínimo, haja vista a zona de conjunção estar no tempo de maior aproximação entre os objetos, o que matematicamente respalda a transitividade das implicações representadas em (6).

$$\frac{d\|\vec{r}_{ij}\|}{dt} = 0 \Rightarrow \frac{d\|\vec{r}_{ij}\|^2}{dt} = 0 \Rightarrow \frac{d(\vec{r}_{ij} \cdot \vec{r}_{ij})}{dt} = 0 \quad (6)$$

Substituindo a relação vetorial de (5) em (6), obtém-se (8). Para tanto, é importante ressaltar que as posições oriundas da TLE e o seu erro são independentes do tempo, ou seja, suas derivadas são nulas com relação ao tempo, como mostrado na Equação 7.

$$\frac{d(\vec{r}_{ij} \cdot \vec{r}_{ij})}{dt} = \frac{d}{dt} [(\vec{r}_{or} + \vec{v}_r t) \cdot (\vec{r}_{or} + \vec{v}_r t)] = 0$$

$$\frac{d}{dt} [\vec{r}_{or} \cdot \vec{r}_{or} + 2(\vec{r}_{or} \cdot \vec{v}_r)t + (\vec{v}_r \cdot \vec{v}_r)t^2] = 0 \quad (7)$$

$$2(\vec{r}_{or} \cdot \vec{v}_r) + 2(\vec{v}_r \cdot \vec{v}_r)\Delta t_{cpa} = 0$$

$$\Delta t_{cpa} = -\frac{\vec{r}_{or} \cdot \vec{v}_r}{\vec{v}_r \cdot \vec{v}_r} \quad (8)$$

Clássica na literatura, encontrada, por exemplo, no trabalho de [23], a expressão de (8) permite calcular o instante de conjunção apenas com informações advindas da etapa de propagação orbital.

### III. IMPLEMENTAÇÃO DA FERRAMENTA

O *software* para identificação de ameaças foi desenvolvido em C no compilador Dev-C++ 5.11. A principal entrada é o banco de dados com as TLEs de todos os objetos em órbita catalogados. Outras entradas também são requisitadas, como a determinação do objeto principal e o tempo de simulação.

A principal saída é uma lista contendo os dados das potenciais colisões, onde, para cada uma delas, é informada o par de objeto relacionado, as coordenadas do evento e o tempo faltante para a possível ocorrência do encontro.

Inicialmente, as informações das TLEs são capturadas e armazenadas em uma estrutura de dados. Foi feita a implementação de filas duplamente encadeadas a fim de facilitar a pesquisa e a ordenação de elementos.

Operacionalmente, divide-se a implementação em três partes principais. A primeira é uma sequência de filtros a fim de eliminar os objetos que tem impossibilidade geométrica de colidir, o que reduz drasticamente o esforço computacional. A segunda etapa é a propagação orbital de todos os objetos que passaram pelos filtros, enquanto a terceira fase é encontrar e avaliar os pontos mais próximos entre as órbitas do objeto principal e de suas ameaças.

#### A. Filtros

Neste trabalho, são utilizados 4 filtros, os quais são aplicados em ordem crescente de complexidade.

Como objetos em órbita baixa (*Low-Earth Orbit* - LEO) comportada não ameaçam objetos em órbita comportada geostacionária (*geostationary orbit* - GEO) e vice-versa, haja vista a gigantesca diferença na altitude, faz-se um filtro inicial, chamado de Filtro 1, para eliminar casos de objetos com órbitas diferentes e bem comportadas, isto é, com acurácia na previsão, como o caso de um objeto principal estar em GEO, eliminar objetos em LEO.

O Filtro 2, conhecido como Filtro do Perigeu-Apogeu, representado em (9), utiliza  $P$  o maior do perigeu das órbitas do objeto principal e da potencial ameaça,  $A$  o menor apogeu das órbitas e  $D_{min}$  a distância limite de segurança para não se emitir um alerta de segurança, que deve ser fornecido pelo usuário.

$$P - A > D_{min} \quad (9)$$

Se a diferença entre  $P$  e  $A$  é maior que a distância mínima aceitável de risco, então, pela geometria orbital, a colisão está descartada, haja vista a inexistência de proximidade entre as órbitas, conforme expresso em (9).

O Filtro 3, conhecido como Filtro das Coordenadas, ou Filtro X,Y,Z, é baseado no conceito da distância de segurança, isto é, aquela distância que se pode garantir que o objeto não chegará a distância crítica de risco, proposta no processo anterior, nas condições da órbita inicial.

*A priori*, o filtro procura calcular a distância de segurança em (10), conforme expresso em [13], dada a distância crítica e os parâmetros orbitais do objeto secundário, onde a distância de escape é dada em (11), o que mostra que a distância de segurança tende a distância crítica para intervalos muito pequenos de tempo. Sugere-se que o intervalo de tempo utilizado seja o próprio passo.

$$D_{seg} = D + \frac{1}{2}d_{escape} \quad (10)$$

$$d_{escape} = 2v_{escape}\Delta t \quad (11)$$

Finalmente calculada a distância de segurança, ela é comparada com cada uma das coordenadas cartesianas iniciais do objeto, sendo as três equações do filtro sintetizadas em (12).

$$r_0 > D_{seg}, r = x, y, z \quad (12)$$

O Filtro 4 não é executado antes da propagação orbital, como os anteriores. O filtro da Distância Relativa é aplicada após a determinação das conjunções. Ele é um filtro eficiente para órbita GEO, onde o falso alarme das conjunções é grande, haja vista objetos partilharem coordenadas próximas, apesar de não oferecerem risco por possuírem condições orbitais muito semelhantes.

Dessa forma, esse filtro analisa a variação na norma da distância relativa para determinar, se os objetos estão em processo de aproximação, distanciamento ou se mantem a distância relativa aproximadamente constante.

A implementação apenas faz, por um intervalo de tempo definido pelo usuário, a taxa de variação temporal da distância relativa, considerando que as ameaças são aquelas com taxa negativa antes da conjunção e positiva depois da conjunção.

#### B. Propagação Orbital

Tendo eliminado os objetos que não geram risco, é feita a propagação orbital dos objetos a fim de localizar os pontos mais próximos entre as órbitas. O algoritmo desenvolvido neste trabalho agrega os métodos SGP4 e SDP4, sendo utilizado cada método de acordo com seus requisitos.

Inicialmente, são calculadas as constantes necessárias, como o parâmetro gravitacional e os harmônicos gravitacionais da Terra. Depois disso, como apresentado por [16], todos os parâmetros orbitais, como excentricidade

e inclinação, são corrigidos com o efeito da perturbação, iniciando pelo cálculo de constantes.

Posteriormente, são adicionados parâmetros de correção do arrasto atmosférico e da irregularidade da gravidade. Por recorrência, resolve-se a Equação de Kepler para a anomalia média [18]. A seguir, a metodologia adiciona os termos de perturbação por longos e curtos períodos em órbita. Por fim, calculam-se os versores orientadores, posição e velocidade.

A longa implementação computacional do modelo matemático tem o problema das constantes de calibração, as quais não são claras na literatura. Por isso, o modelo de perturbação deste *framework* utiliza o trabalho de [19] com a implementação de [24].

### C. Localização de Conjunções

Feita a propagação orbital, para cada par de objetos, a terceira fase passa a localizar as zonas onde existe possibilidade de um encontro, isto é, as Zonas de Conjunção.

A primeira parte da localização das conjunções é a sincronização das épocas. Os objetos são capturados em épocas diferentes de modo que, se o tempo de simulação for menor que a diferença entre as épocas, não é possível localizar conjunção.

Entretanto, caso o tempo de simulação seja maior que a diferença entre as órbitas, o algoritmo sincroniza as épocas e procura o ponto de menor distância entre as órbitas. Feito isso, ele apenas compara a norma do vetor distância relativa com um parâmetro de distância limite de risco aceitável para a conjunção, o qual é regulamentado pela Força Aérea Americana em 5 km [25], [26].

Estando as condições de simulação dentro das condições definidas pelo usuário como zona de conjunção, o Filtro das Distâncias Relativas (Filtro 4) é executado a fim de fornecer a lista final dos objetos considerados como ameaças reais.

## IV. ESTUDO DE CASO

Com o intuito de aplicar o *framework* proposto, foi escolhido o Satélite Geostacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC-1), com o número NORAD 42692, em órbita geostacionária, o qual tem como objetivo prover internet banda larga a toda a nação brasileira, além de prover meios mais seguros para as comunicações brasileiras.

Para cumprir o planejamento de 18 anos de vida útil, os seus gestores procuram garantir que nenhuma catástrofe possa comprometer a sua integridade, de modo que, por ser um dos principais produtos do Programa Estratégico de Sistemas Espaciais (PESE), ameaças ao SGDC-1 devem ser brevemente encontradas.

### A. Dos Filtros

Dos aproximadamente 17 mil objetos catalogados em órbita no dia 25 de junho de 2018, nem todos devem ser considerados como possíveis ameaças, haja vista que

alguns possuem impossibilidade de colisão. Dessa forma, uma sequência de 3 dos 4 filtros explanados foram inicialmente aplicados.

Para definir qual a distância limite de risco a ser usada nos filtros, fez-se uma análise para mensurar o impacto da sua variação no número de possíveis ameaças. Como cada gestor espacial tem o seu nível de risco aceitável, essa análise preenche uma lacuna na literatura, quanto a quais parâmetros utilizar.

O primeiro cenário, chamado de cenário de baixa densidade, considera 10 km como a distância limite de risco. O segundo cenário, mais moderado, chamado de média densidade, considera 25 km. O terceiro cenário, considerado conservador, chamado de alta densidade, por escolher uma grande distância e consequentemente analisar o maior número possível de objetos, considera 50 km.

A Tabela I apresenta o desenvolvimento de cada etapa do processo de filtragem para cada um dos três cenários. Como se partiu da mesma TLE e do mesmo objeto, os valores iniciais e posteriores ao Filtro 1 são os mesmos. Também observou-se que os resultados posteriores aos Filtros 2 e 3 são sensíveis a distância limite de risco, sendo no Filtro 3 a maior diferença no percentual de objetos remanescentes.

Com isso, registra-se que não há muita diferença entre um cenário de alto ou médio risco, porém a disparidade já é maior quando posto em consideração o cenário conservador. Dessa forma, propõe-se que o operador trabalhe uma distância limite de risco entre 10 km a 25 km.

TABELA I  
RESUMO DO NÚMERO DE AMEAÇA A CADA ETAPA DE FILTRAGEM PARA CADA CENÁRIO PROPOSTO.

$D_{min}$ (Unidade)	Número de objetos			Percentual remanescente		
	10 (km)	25 (km)	50 (km)	10 (km)	25 (km)	50 (km)
Inicialmente	17019	17019	17019	100%	100%	100%
Após Filtro 1	3672	3672	3672	22%	22%	22%
Após Filtro 2	1251	1282	1397	7%	8%	8%
Após Filtro 3	128	228	659	1%	1%	4%

### B. Da Propagação Orbital

Como na órbita GEO, os objetos tendem a permanecer na mesma posição relativa à Terra e manobras orbitais corretivas são feitas para a manutenção da órbita projetada, a primeira indagação na etapa de propagação orbital é sobre o tempo de simulação.

Caso o usuário especialista tenha uma dúvida específica, é provável que ele já saiba o tempo de execução. Por outro lado, caso ele tenha o intento de fazer um estudo explorador, a restrição está no maior período dentre os objetos que passaram pelos filtros anteriores, pois só com a análise de um período completo pode-se descartar se um determinado objeto é ameaça.

Para os primeiro e segundo cenários, o maior período dentro das possíveis ameaças é 2872,27 min, enquanto que para o terceiro cenário 14628,01 min. Tendo em vista esses



valores, neste trabalho, foram simulados 2 semanas, isto é, 20160 minutos.

A pergunta restante para a propagação orbital é o passo temporal em que cada informação deve ser obtida. Mais uma vez, a literatura não sugere valores, mas um passo longo reduz o esforço computacional, porém tem o malefício da possibilidade de pular a captura da informação de um ponto relevante, como o de distância mínima entre as órbitas.

A fim de responder a essa pergunta, 5 passos foram estudados 0,5 min, 1 min, 2,5 min, 5 min e 10 min. Como a tomada de decisão envolve esforço computacional e captura de pontos subsequentes, o primeiro e mais relevante critério utilizado é a média da distância mínima entre as órbitas de todos os pares objeto principal - objeto ameaça, enquanto que o segundo critério foi o tempo de execução.

Na Tabela II, o *framework* foi executado para cada um dos 5 possíveis passos, obtendo as informações dos critérios para 4 deles, mas também informando a coluna de múltiplos, onde os indicadores foram normalizados com relação ao passo de 10 minutos. Para a simulação, foi utilizado um computador com processador Intel Core i5 2,50 GHz, 8,0 GB de memória RAM, rodando em Windows 8 64-bits.

TABELA II

INDICADORES DE TEMPO DE EXECUÇÃO E MÉDIA DE DISTÂNCIA MÍNIMA ENTRE ÓRBITAS.

Passo (min)	Distância Mínima Média (km)	Múltiplo de Distância	Tempo de Execução (min)	Múltiplo Temporal
1	1,44	0,93	43,64	140,77
2,5	1,48	0,95	5,75	18,55
5	1,51	0,97	1,35	4,35
10	1,55	1,00	0,31	1,00

No critério da média das distâncias, é observado que um passo mais refinado, por pular menos pontos, consegue encontrar pontos mais próximos e, com isso, gerar resultados mais próximos. Porém, em suma, quando os múltiplos são analisados, observa-se que não existe uma variação tão sensível entre eles. A questão mais uma vez retorna ao grau de exposição ao risco e à precisão desejada pelo gestor.

No critério temporal, observa-se que o tamanho do passo é extremamente influente no tempo de execução, de modo que, à medida que o passo reduz, o tempo de execução aumentou, como esperado. Por mais que um passo de 10 minutos seja pequeno comparado ao período de 2 semanas propagadas, para fins computacionais os resultados o consideram longo.

Para dimensionar a vantagem dos filtros, para o passo de 10 minutos, a propagação orbital levou 0,31 minuto, enquanto que sem filtros a duração foi de 49,32 minutos, aproximadamente 15.800% mais demorado. Para um passo de 5 minutos, a máquina utilizada já não possui memória suficiente para a propagação.

Existe uma forte discrepância entre os resultados do passo de 1 e 2,5 minutos, quando os múltiplos são observados, pois para apenas 2 semanas de propagação há um

aumento de 7,6 vezes no tempo de execução. Por fim, não foi possível simular o passo de 0,5 min, pois a memória exigida foi maior que a disponível pela máquina, o que demonstra a dependência do *framework* por máquinas bem equipadas.

Com isso, sugere-se que as etapas de propagação orbital sejam executadas em duas fases. A primeira execução do algoritmo pode utilizar o passo de 2,5 minutos a fim de levar para o tomador de decisão com bom custo-benefício uma estimativa das zonas de conjunção, isto é, pontos críticos, aqueles de menor distância entre as órbitas.

Na segunda fase de execução, a propagação orbital seria feita de forma mais precisa com um passo de 1 minuto, porém num intervalo próximo ao ponto estimado, o que reduziria fortemente o custo computacional e encontraria com a precisão desejada o ponto mais próximo entre as órbitas.

### C. Dos Pontos Críticos

Quando o SGDC é estudado contra uma ameaça qualquer, mesmo o ponto mais próximo pode não representar risco, de modo que, antes de o *framework* migrar para uma fase mais refinada, ele já pode eliminar os objetos em que o ponto mais próximo é considerado distante pelo tomador de decisão.

Consagrado por [25], a Força Aérea Americana considera um volume fictício de proteção em torno de satélite, considerando que quaisquer objetos com a distância mínima entre as órbitas maior que 5 km não oferece ameaça real de colisão [26].

Ao aplicar essa condição, dos 228 objetos filtrados, todos puderam ser avaliados, pois a diferença entre o registro das épocas das TLEs foi menor que o tempo de simulação. A ressalva a ser feita é a limitação do algoritmo em não ser capaz de avaliar objetos em que o tempo de simulação é menor que as diferenças da TLE. Dos 228 objetos avaliados, 57 tem uma distância mínima menor que 5 km, entretanto esses objetos ainda não podem ser considerados ameaças.

Nesse ponto, aplica-se o Filtro 4, para eliminar os objetos com falso-positivo, isto é, aqueles que tem condições orbitais parecidas ao SGDC-1 em órbitas GEO bem comportadas e, por isso, estão bem próximos, mas dado sua controlabilidade não são riscos consideráveis.

Dessa forma, das 57 possíveis ameaças, após o Filtro 4, apenas 2 são consideradas ameaças reais, os satélites NSS 10, registrado sob o número NORAD 28526, e o ASIAT 8, registrado sob o número NORAD 40107. Isso significa que todos os outros 55 objetos não se aproximam do SGDC-1 em um intervalo de tempo centrado no instante da conjunção. Localizados os pontos das ameaças reais, pode-se então passar a uma segunda etapa de propagação orbital, bem mais refinada, onde ao passo 1 minuto, o gestor vai encontrar na vizinhança da estimativa o ponto de conjunção mais refinado.

## V. CONCLUSÃO

A identificação das ameaças a um satélite é uma etapa fundamental para garantir a integridade de um ativo espacial. Entretanto, um dos principais limitantes da atividade é o esforço computacional da propagação orbital, quando um método robusto e consagrado é utilizado.

Para reduzir o custo, uma sequência de filtros foi aplicado, onde observou-se um comportamento do número de possíveis ameaças de acordo com as condições orbitais e a distância limite de risco, definida pelo gestor. Fazendo um estudo de caso para o SGDC-1, foi considerado uma distância limite de risco de 25 km, de modo que, dos 17 mil objetos em órbita, apenas 228 (1,3%) restaram como possíveis ameaças.

Em um estudo de caso, uma sequência de testes que durou menos de 6 minutos em tempo real, representou um tempo simulado de 20160 minutos, isto é, 2 semanas, a um passo de atualização representativo de 2,5 minutos de tempo de simulação, um tempo real de execução da ferramenta diminuiu, dado que apenas 1,3% dos objetos foram estudados, mostrando a eficiência do processo de filtragem.

Em adição, considerando ainda como critério de conjunção, apenas objetos com distância mínima entre as órbitas inferior a 5 km e, eliminando todos os falsos alarmes de objetos em GEO que tem condições orbitais semelhantes, foram localizadas apenas 2 objetos, como ameaças reais, os quais merecem uma avaliação ainda mais aprofundada.

Dada a eficiência dos filtros, como trabalhos futuros, procura-se novos filtros para serem implementados, especialmente, focados em eliminar falso-positivos de órbitas GEO, os quais podem versar sobre inclinação ou velocidade orbital. A curto prazo, também pretende-se automatizar a ferramenta computacionalmente a fim de que ela possa listar, além das ameaças, as coordenadas e o tempo hábil para uma manobra evasiva.

Dessa forma, o *framework* desenvolvido, além de identificar as ameaças com um menor esforço computacional, poderá ser utilizado em algoritmos de cálculo de probabilidade de colisão entre objetos espaciais.

## REFERÊNCIAS

- [1] M. K. Macauley, "Acta Astronautica The economics of space debris : Estimating the costs and benefits of debris mitigation \$," *Acta Astronautica*, vol. 115, pp. 160–164, 2015. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.05.006>
- [2] S. Chen, "The Space Debris Problem," *Asian Perspective*, vol. 35, pp. 537–558, 2011.
- [3] J. C. Dolado-Perez, C. Pardini, and L. Anselmo, "Review of uncertainty sources affecting the long-term predictions of space debris evolutionary models," *Acta Astronautica*, vol. 113, pp. 51–65, 2015. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.03.033>
- [4] T. P. Brito, C. C. Celestino, and R. V. Moraes, "A brief scenario about the "space pollution" around the Earth," in *XVI Brazilian Colloquium on Orbital Dynamics*, vol. 465. Journal of Physics: Conference Series, 2013, pp. 12–20.
- [5] G. L. Slater, S. M. Byram, and T. W. Williams, "Collision Avoidance for Satellites in Formation Flight," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, no. 5, pp. 1140–1146, 2006.
- [6] J. C. Liou, "An active debris removal parametric study for LEO environment remediation," *Advances in Space Research*, vol. 47, no. 11, pp. 1865–1876, 2011. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2011.02.003>
- [7] SPACE-TRACK, "Satellite Catalog," 2018. [Online]. Available: <https://www.space-track.org/catalog>
- [8] N. Sánchez-Ortiz, R. Domínguez-González, and H. Krag, "Evaluation of minimum coverage size and orbital accuracy at different orbital regimes for one order of magnitude reduction of the catastrophic collision risk," *Advances in Space Research*, vol. 55, no. 6, pp. 1673–1686, 2015.
- [9] H. Schaub, L. E. Jasper, P. V. Anderson, and D. S. McKnight, "Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment," *Acta Astronautica*, vol. 113, pp. 66–79, 2015. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.03.028>
- [10] N. A. Nasa and S. Administration, "Definition of Two-line Element Set Coordinate System," 2011.
- [11] F. R. Hoots, L. L. Crawford, and R. L. Roehrich, "An analytic method to determine future close approaches between satellites," in *Celestial Mechanics*, vol. 33, 1984, pp. 143–158.
- [12] J. Alarcón Rodríguez, F. Martínez Fadrique, and H. Klinkrad, "Collision risk assessment with asmart sieve' method," in *Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference*, vol. 486, 2002, p. 159.
- [13] Á. d. A. Arraes, "Propagação de incertezas na navegação de veículos aeroespaciais visando minimizar o risco de colisão," Master's thesis, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2008.
- [14] G. Zeng, M. Hu, and J. Song, "Collision monitoring and optimal collision avoidance manoeuvre for formation flying satellites," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 84, no. 6, pp. 413–422, 2012.
- [15] W. Dongfang, P. Baojun, X. Weike, and P. Keke, "GEO objects spatial density and collision probability in the Earth-centered Earth-fixed (ECEF) coordinate system," *Acta Astronautica*, vol. 118, pp. 218–223, 2016. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.10.012>
- [16] F. R. Hoots, R. L. Roehrich, and T. S. Kelso, "Spacetrack Report No. 3 - Models for Propagation of NORAD Elements Sets," Tech. Rep. 3, 1980. [Online]. Available: <http://celestrak.com/NORAD/documentation/spacetrk.pdf>
- [17] F. R. Hoots, P. W. Schumacher Jr, and R. A. Glover, "History of an analytical orbit modeling in the us space surveillance system," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 2, pp. 174–185, 2004.
- [18] T. S. Kelso and S. Alfano, "Satellite orbital conjunction reports assessing threatening encounters in space (SOCRATES)," *Modeling, Simulation, and Verification of Space-based Systems III. International Society for Optics and Photonics*, vol. 6221, no. 1, 2006.
- [19] D. Vallado, P. Crawford, R. Hujsak, and T. Kelso, "Revisiting Spacetrack Report #3," in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 2006, pp. 1–88. [Online]. Available: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2006-6753>
- [20] AGI, "STK - Satellites - Orbits - Propagators," 2018. [Online]. Available: <http://help.agi.com/stk/index.htm/stk/>
- [21] R. Wang, J. Liu, and Q. M. Zhang, "Propagation errors analysis of TLE data," *Advances in Space Research*, vol. 43, no. 7, pp. 1065–1069, 2009. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2008.11.017>
- [22] N. Z. Miura, "Comparison and Design of Simplified General Perturbation Models (Sgp4) and Code for Nasa Johnson Space Center," Master's thesis, Faculty of California Polytechnic State University, 2009. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1088/1751-8113/44/8/085201>
- [23] M. R. Akella and K. T. Alfriend, "Probability of Collision Between Space Objects," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 5, 2000.
- [24] D. Warner, "C++ SGP4 library," 2017. [Online]. Available: <https://github.com/dnwrnr/sgp4>
- [25] R. P. Patera, "General Method for Calculating Satellite Collision Probability," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 4, pp. 716–722, 2001.
- [26] U. S. Government, "Orbital Debris Mitigation Standard Practices," Tech. Rep., 2013.