



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



Conselho Nacional de Desenvolvimento
Científico e Tecnológico

MAPEAMENTO DE DETRITOS ESPACIAIS E SUAS CONSEQUÊNCIAS AO MEIO AMBIENTE E AO PROGRAMA ESPACIAL

**RELATÓRIO FINAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
(PIBIC/INPE/CNPq)**

Thais Carolina Gonçalves Cipó (UNESP/ICT, bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: thaiscipo@gmail.com

Jorge Kennety Silva Formiga (UNESP/ICT, INPE/DMC, orientador)
E-mail: Jorge.formiga@unesp.br

Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado (INPE/DME, orientador)
E-mail: antonio.prado@inpe.br

INPE
Julho de 2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço este trabalho primeiramente a Deus, em seguida ao meu orientador Prof. Dr. Jorge Kennety Silva Formiga, pelo auxílio e acompanhamento ao longo deste projeto, me proporcionando novos conhecimentos, além de ter se disposto a ajudar sempre que necessário e ter demonstrado confiança em mim para conclusão deste trabalho.

Agradeço ao INPE pela oportunidade e apoio para o desenvolvimento desta pesquisa científica, fornecendo os subsídios necessários para obtenção de resultados relevantes dentro da área de pesquisas espaciais.

RESUMO

O presente projeto visa estudar a evolução de fragmentos espaciais de uma nuvem de detritos após uma fragmentação no espaço. Com isto, faz-se necessário avaliar a trajetória dos fragmentos após explosão durante a sua passagem próxima à Terra, fornecendo informações como a altitude em relação ao planeta Terra, velocidade do fragmento, tempo de voo e ângulo de partida. A partir de simulação computacional, pode-se verificar a existência ou não de colisões, assim como possíveis riscos de sua ocorrência.

Palavras-chave: Detritos Espaciais, Simulação e Colisão.

ABSTRACT

The present project aims to study the evolution of spatial fragments of a debris cloud after a space fragmentation. With this, it is necessary to evaluate the trajectory of the fragments after explosion during their near-Earth passage, providing information such as altitude in relation to planet Earth, fragment velocity, flight time and starting angle. From the computational simulation, one can verify the existence or not of collisions, as well as possible risks of their occurrence.

Keywords: Space Debris, Simulation and Collision

Lista de Figuras

Figura 1- Representação esquemática da simulação	13
---	----

Lista de Tabelas

Tabela 1- Condições iniciais 1	14
Tabela 2- Resultados da simulação 1	14
Tabela 3- Condições iniciais 2	15
Tabela 4- Resultados da simulação 2	15
Tabela 5- Condições iniciais 3	16
Tabela 6- Resultados da simulação 3	16
Tabela 7- Condições iniciais 4	16
Tabela 8- Resultados da simulação 4	17
Tabela 9- Condições iniciais para simulação do programa	18

Lista de Quadros

Quadro 1- Simulação utilizando altitude de 100 km	18
Quadro 2- Simulação utilizando altitude de 200 km	20
Quadro 3- Simulação utilizando altitude de 300 km	21

Lista de Gráficos

Gráfico 1- Trajetória condições iniciais 1	14
Gráfico 2- Trajetória condições iniciais 2	15
Gráfico 3- Trajetória condições iniciais 3	16
Gráfico 4- Trajetória condições iniciais 4	17
Gráfico 5- Trajetória dos fragmentos -altitude de 100 km	19
Gráfico 6- Trajetória dos fragmentos- altitude de 200 km	20
Gráfico 7- Trajetória dos fragmentos- zoom (200 km)	20
Gráfico 8- Trajetória dos fragmentos- altitude de 300 km	22
Gráfico 9- Trajetória dos fragmentos- zoom (300 km)	22
Gráfico 10- Levantamento de colisão com a Terra (100 km).....	23
Gráfico 11- Levantamento de colisão com a Terra (200 km).....	23
Gráfico 12- Levantamento de colisão com a Terra (300 km).....	23
Gráfico 13- Levantamento de colisão com a Lua (200 km).....	24
Gráfico 14- Levantamento de colisão com a Lua (300 km).....	24

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO.....	10
2 OBJETIVO	11
3 METODOLOGIA.....	11
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO	13
5 CONSIDERAÇÕES FINAIS	25
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	27

1 INTRODUÇÃO

Os inúmeros lançamentos realizados desde o início da era espacial, levando satélites com finalidades específicas seja de análise ou comunicação, por exemplo, tornaram a órbita terrestre cada vez mais congestionada (LEWIS, 2015).

Com a alta densidade de satélites enviados ao espaço, tem-se o aumento significativo também de detritos espaciais, como satélites desativados ou desintegrados, fragmentos de foguetes ou até mesmo ferramentas e instrumentos utilizados por astronautas durante missões espaciais que não possuem mais utilidade e estão na órbita da Terra (BRAVO, 2015).

Segundo Mehrholz et al (2002), entre os mais de 8700 objetos maiores que 10 cm nas órbitas da Terra, apenas cerca de 6% são satélites operacionais e o restante são detritos espaciais. Neste contexto de detritos espaciais tem-se ameaças para atividades orbitais no futuro, como cada objeto disperso no espaço orbita com velocidade muito alta, possuem um grande potencial para danificar ou destruir satélites que estão em uso, tão essenciais para a sociedade, por meio de colisões.

O risco de colisão somente pode ser estudado estatisticamente através de análises de impactos em plataformas experimentais, ou lançadores e detritos espaciais maiores que retornam à superfície da Terra. A probabilidade de isso acontecer se trata de uma função de fluxo em particular, o qual depende da altitude, área de superfície do veículo e o tempo que passou em órbita ((DURRIEU & NELSON, 2013).

Devido a grande preocupação com o crescimento incontrolável da quantidade de lixo espacial investiu-se em métodos de retirada desses detritos do espaço. Para prevenir colisão envolvendo detritos, um sistema de alerta para eventos de alto risco tem sido desenvolvido por agências espaciais, permitindo implementar manobras para evitar essas colisões quando necessário (DURRIEU & NELSON, 2013).

A aplicação de um sistema robótico em ambiente espacial, considerando perturbações, também atuam no controle de atitude do satélite. Atividades robóticas de serviços em órbita têm se tornado comuns devido ao surgimento de novas tecnologias, o que confere aplicabilidade diversificada e notória utilidade em atividades de serviço em órbita (SOLER, 2017).

Alguns cientistas, ainda no século passado, já alertaram sobre um futuro problema com o lixo na órbita próxima da Terra. Donald Kessler, cientista da NASA, ficou famoso por prever o Efeito Kessler. Este estabelecia que o crescimento desenfreado do número de objetos na órbita iria aumentar a probabilidade de colisões, isso causaria reações em cadeia, gerando cada vez mais colisões e a criação de um cinturão de lixo e detritos, que terminaria por afetar as missões espaciais (KESSLER, 1978).

Além disso, tem-se que nuvens de partículas são formadas quando corpos naturais ou artificiais explodem por algum motivo. Depois de uma explosão como essa, o centro de massa da nuvem segue a mesma órbita do corpo que gerou a explosão, mas as partículas individuais têm trajetórias diferentes (FORMIGA et al, 2017).

Tendo em visto a relevância do assunto abordado, do ponto de vista de outras ciências, como a física, a engenharia, e a astronomia, é difícil encontrar métodos ou soluções para mitigação dos efeitos do lixo espacial, portanto neste projeto serão estudados e avaliados as trajetórias espaciais de nuvens de detritos e a possibilidade de colisão de fragmentos com a Terra e a Lua após uma desfragmentação de um componente espacial durante a sua passagem próximo à Terra.

2 OBJETIVO

O presente projeto visa estudar as trajetórias de uma nuvem de detritos espaciais após uma desfragmentação, com o objetivo de analisar a evolução das trajetórias e a colisão com a Terra ou a Lua bem como apresentar os impactos ambientais envolvidos.

3 METODOLOGIA

Inicialmente foi considerado o Problema Restrito dos Três Corpos (PR3C), apresentado por Curtis (2010), que consiste em dois corpos principais (m_1 e m_2) que estão orbitando em centro comum de massa com uma órbita circular de Kepler e um terceiro corpo (m_3) é adicionado, no qual sua massa atende-se por desprezível, e está em órbita com as primárias. O terceiro corpo fica em um plano de movimento em relação à m_1 e m_2 .

Tem-se as equações de movimento que são dadas:

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = x - \frac{\delta U}{\delta x} = -\frac{\delta \Omega}{\delta x} \dot{y} - 2\dot{x} = y - \frac{\delta U}{\delta Y} = -\frac{\delta \Omega}{\delta Y}$$

$$\text{No qual, } \Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}$$

De acordo com Curtis (2010), a equação que define a energia de um corpo com massa relativamente pequena comparada a massa do Sol e da Lua é dada pela constante de Jacobi:

$$e = \frac{1}{2} * v^2 - \frac{1}{2} * \Omega^2 * (x^2 + y^2) - \frac{\mu_1}{r_1} - \frac{\mu_2}{r_2}$$

A equação pode ser decomposta em partes. Sendo que, $\frac{1}{2} * v^2$ é a energia cinética do corpo, $\frac{\mu_1}{r_1}$ e $\frac{\mu_2}{r_2}$ são as energias potenciais que interferem no corpo (referentes a Terra e a Lua, respectivamente), e por fim $-\frac{1}{2} * \Omega^2 * (x^2 + y^2)$ se refere à energia potencial, introduzida pelo sistema de rotação, devido a força centrífuga.

As equações foram adaptadas para uma nuvem de fragmentos partidos de pontos distintos através das condições iniciais dadas, como ângulos iniciais de posicionamento, visto que antes era considerado um único fragmento. Formiga, et al. (2017), afirma que a nuvem é especificada por uma distribuição de semi- eixo maior e excentricidade de suas partículas. Assim, supõe-se que esta nuvem passe perto da Terra, fazendo uma abordagem próxima que modifica a trajetória de cada partícula que pertence à nuvem.

Para isto, criou-se um loop para variar tal ângulo inicial da trajetória de voo, armazenando a posição de cada fragmento em uma matriz, para posteriormente, analisar possíveis colisões com a Terra ou com a Lua. Além disso, fez-se a leitura da matriz referente ao posicionamento de cada detrito, verificando a possibilidade de colisão, em um determinado instante futuro.

O problema visa encontrar o comportamento, podendo ser posição e velocidade, do corpo de massa não considerável a qualquer momento, no campo gravitacional gerado pelos dois outros corpos primários, os que possuem massa finita, em orbita kepleriana (FORMIGA, 2009).

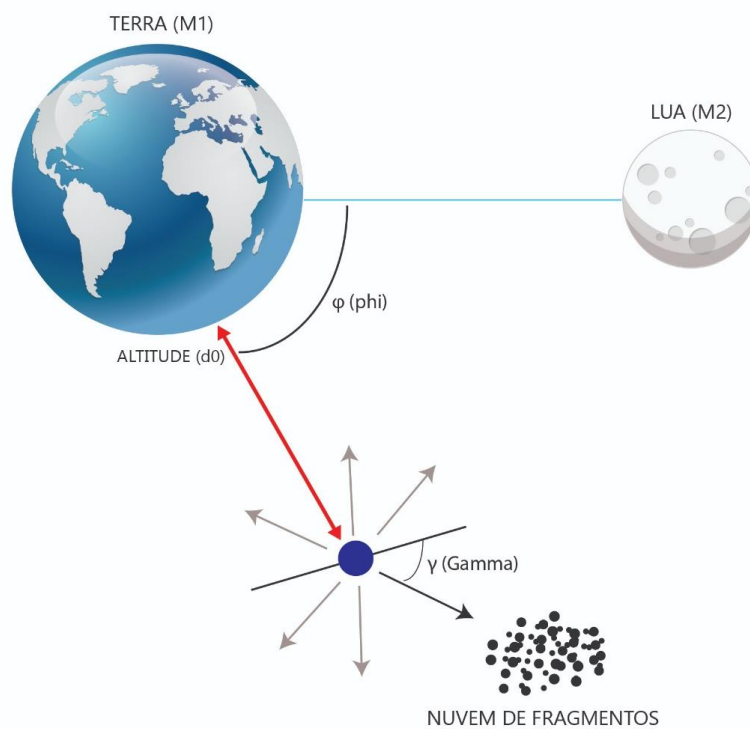
Existem diversas variantes desse problema quando se leva em conta a dimensão (duas ou três) e os possíveis tipos de órbitas (circular, elíptica, etc.) para os corpos com

massa finita. O problema básico é o chamado problema restrito de três corpos plano e circular, em que dois corpos de massas puntiformes, girando em torno do seu centro de massa, em órbitas circulares, influenciados somente por suas atrações gravitacionais mútuas, e um terceiro corpo movendo-se no plano definido pelos dois corpos anteriores, com uma massa desprezível em relação a estes corpos. Assim, o problema restrito de três corpos consiste em estudar o movimento deste terceiro corpo (NETO, 1999).

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Para melhor compreender as simulações desenvolvidas, a Figura 1 demonstra esquematicamente pelo modelo em questão, em que evidencia o problema restrito de três corpos, considerando a altitude do fragmento em relação a Terra, a variação da coordenada azimute inicial (ϕ), e a da desfragmentação em uma nuvem de fragmentos em diferentes ângulos, além da distância com a Lua para análise de possíveis colisões.

Figura 1- Representação esquemática da simulação



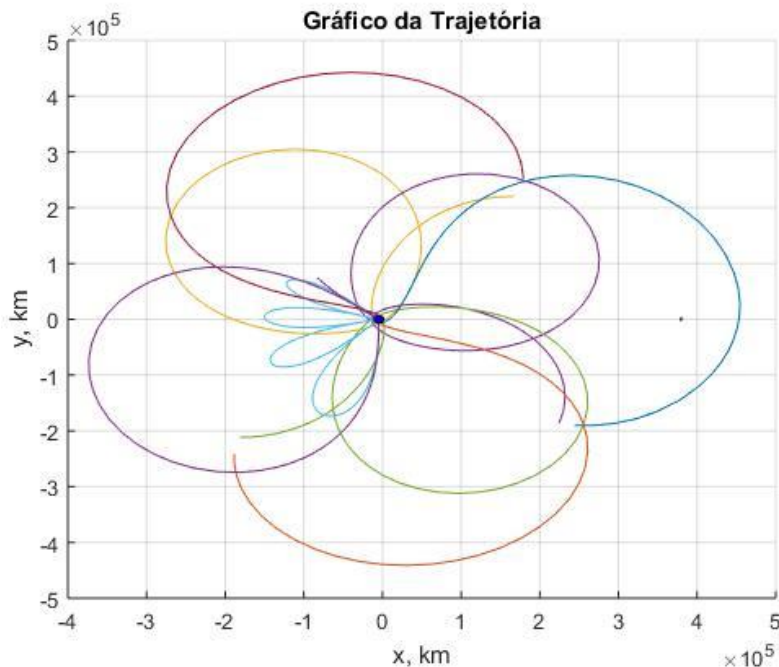
Os resultados parciais nos permitem fazer comparações e obter informações como o ângulo da trajetória em que ocorreu colisão, informa o tempo de colisão, considerando

que um fragmento é passível de colidir quando sua distância entre a Terra ou a Lua, for menor ou igual a 50 km, como exemplificado a seguir com algumas simulações realizadas.

Tabela 1- Condições iniciais 1

Coord. Polar (ϕ)		Veloc. Inicial [km/s]	
-90°		10,9148	
Varição do Gamma	Nº de Fragmentos	Altitude Inicial [Km]	Tempo de Voo [dias]
45°	8	200	10 = 864000 s

Gráfico 1- Trajetória condições iniciais 1



A partir das condições iniciais indicadas na Tabela 1, desenvolveu-se o Gráfico 1, o qual mostra as trajetórias dos fragmentos, baseando-se em outros dois corpos também representados no Gráfico 1, a Terra e a Lua, sendo que cada detrito está representado por uma cor nas curvas do gráfico.

Tabela 2- Resultados da simulação 1

Gamma	Colisão	Instante da Colisão [s]
90°	Terra	69,41

Ou seja, um fragmento colidirá com a Terra no instante de 69,41s. Outras simulações foram feitas, de acordo com o mesmo raciocínio, dispostas a seguir.

Tabela 3- Condições iniciais 2

Coord. Polar (ϕ)		Veloc. Inicial [km/s]	
-90°		10,9148	
Varição do Gamma	Nº de Fragmentos	Altitude Inicial [Km]	Tempo de Voo [dias]
45°	8	200	30 = 2592000 s

Gráfico 2- Trajetória condições iniciais 2

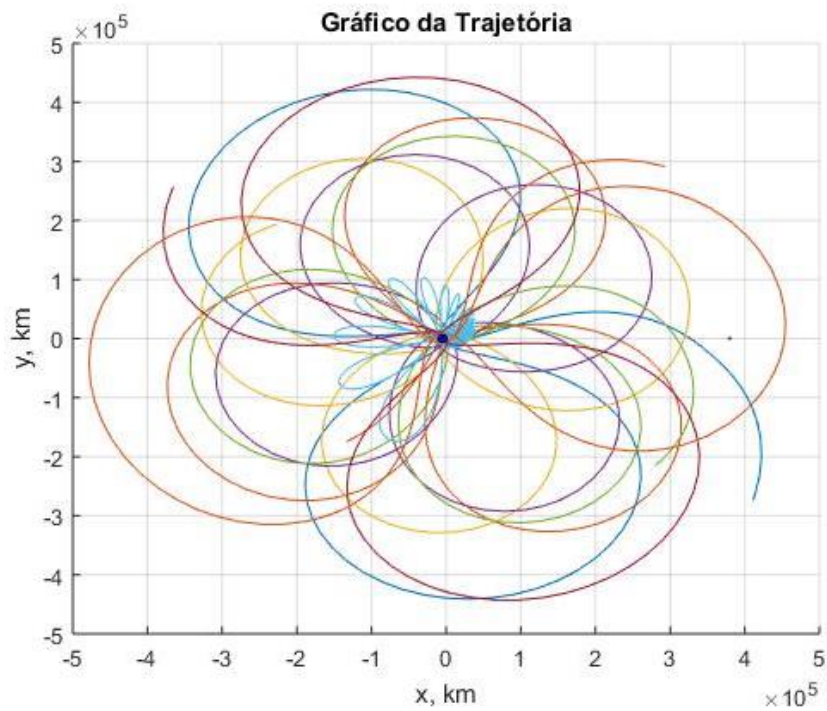


Tabela 4- Resultados da simulação 2

Gamma	Colisão	Instante da Colisão [s]
90°	Terra	69,41

Tabela 5- Condições iniciais 3

Coord. Polar (ϕ)		Veloc. Inicial [km/s]	
-90°		10,9148	
Varição do Gamma	Nº de Fragmentos	Altitude Inicial [Km]	Tempo de Voo [dias]
20°	18	200	10 = 864000 s

Gráfico 3- Trajetória condições iniciais 3

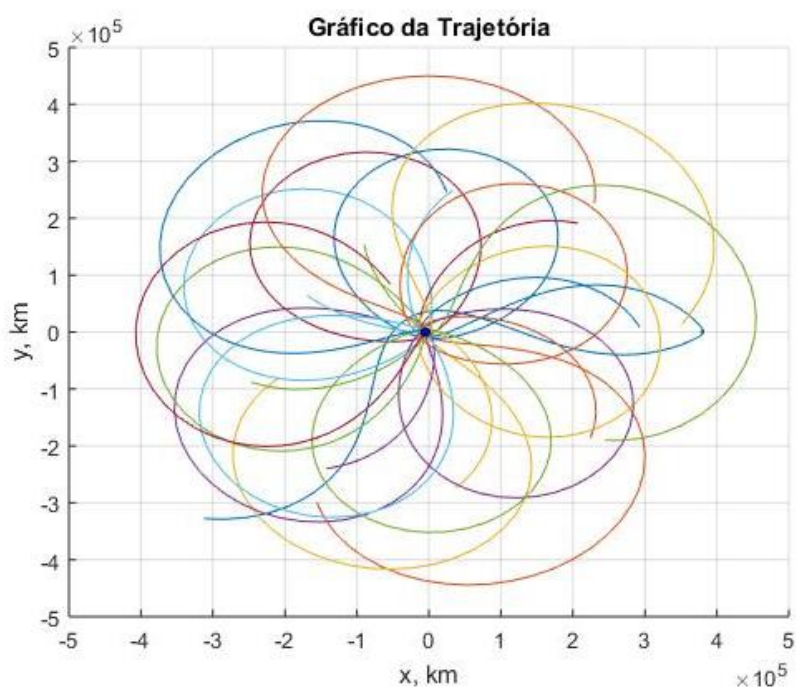


Tabela 6- Resultados da simulação 3

Gamma	Colisão	Instante da Colisão [s]
100°	Terra	282,07

Tabela 7- Condições iniciais 4

Coord. Polar (ϕ)		Veloc. Inicial [km/s]	
90°		10,9148	
Varição do Gamma	Nº de Fragmentos	Altitude Inicial [Km]	Tempo de Voo [dias]
20°	18	200	100 = 8640000 s

Gráfico 4- Trajetória condições iniciais 4

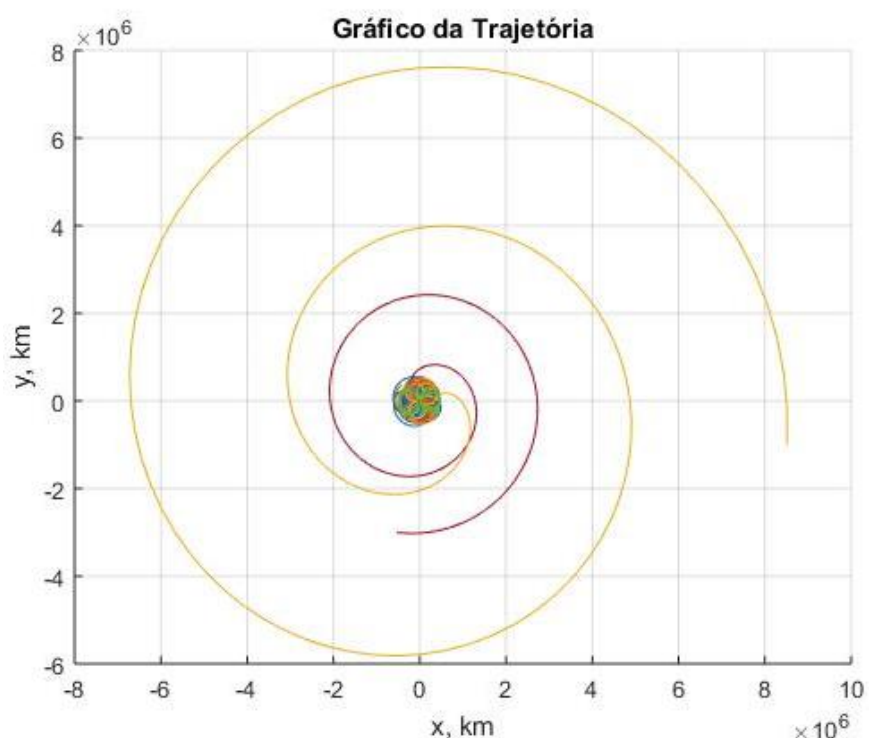


Tabela 8- Resultados da simulação 4

Gamma	Colisão	Instante da Colisão [s]
100°	Terra	282,07

A partir dos dados apresentados para diferentes ângulos e tempo iniciais de voo, pôde-se obter informações de riscos envolvidos, assim como resultados de efetivas colisões. Com isto, tem-se dados relevantes para possíveis ações mitigatórias.

Devido a problemática da alta densidade de detritos espaciais em órbita, a prevenção de sua intensificação se tornou algo extremamente almejado, seja pela segurança ou pela preocupação de perda de informações essenciais. Dessa forma, é possível prever uma possível colisão de acordo com as condições iniciais do veículo lançado, o que evitará a contribuição no aumento de fragmentos dispersos e suscetíveis a ocorrências indesejadas, como o prejuízo de satélites em uso.

Para uma análise mais aprofundada, sabendo-se que detritos espaciais têm se tornado um risco maior para voos espaciais em baixa órbita, com consequências de colisão podendo ser catastróficas, Thirsk et al (2009), realizou-se outras simulações,

variando a altitude em relação a Terra, a coordenada azimute da nuvem de detritos (ângulo phi), e as condições dispostas na Tabela 8.

Tabela 9- Condições iniciais para simulação do programa

Altitude Inicial	Velocidade Inicial	Tempo de voo	Coordenada azimutal ($\Delta 20^\circ$)
100 km			
200 km	10.9148 km/s	180 dias	20°-360°
300 km			

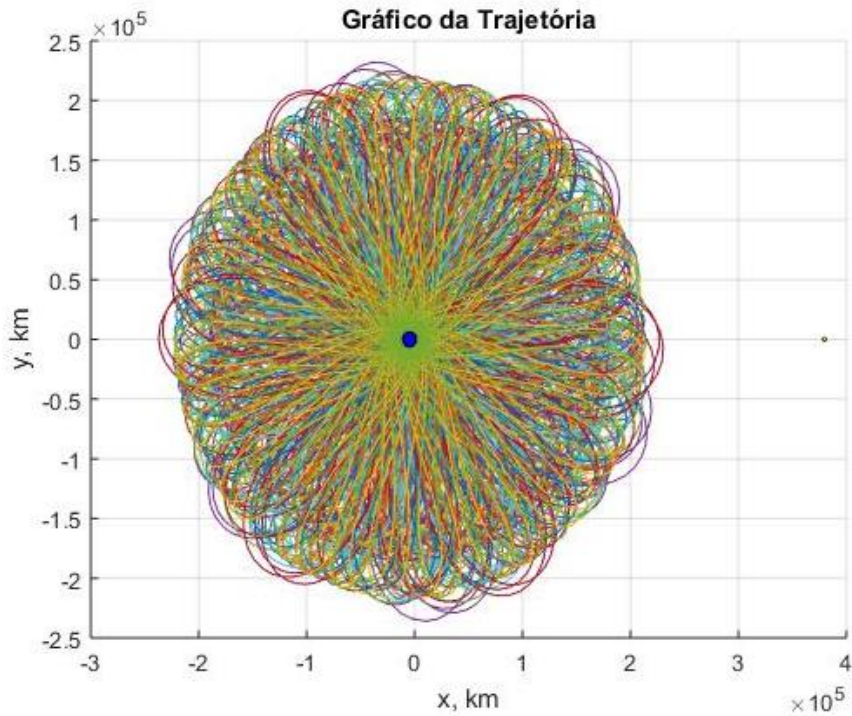
Deste modo, obteve-se os diversos resultados para cada nível de altitude utilizado, como alguns evidenciados a seguir:

Quadro 1- Simulação utilizando altitude de 100 km

Phi [φ]	Altitude (d0)	Nº de Fragmentos	Gamma	Colisão (Terra)	Instante da Colisão [s]
60°	100 km	18	20°	Não	-
			40°	Sim	65,90
			60°	Sim	132,01
			80°	Sim	199,38
			100°	Sim	268,85
			120°	Sim	341,37
			140°	Sim	417,97
			160°	Sim	499,77
			180°	Sim	587,85
			200°	Sim	683,14
			220°	Sim	786,06
			240°	Sim	898,76
			260°	Não	-
			280°	Sim	1152,17
			300°	Sim	1292,29
			320°	Sim	1443,6
340°	Sim	1606,07			
360°	Sim	1781,07			

A partir do Quadro 1, tem-se que em uma nuvem de detritos subdividida em 18 fragmentos em diferentes ângulos, 16 deles foram capazes de colidirem com a Terra, enquanto nenhum colidiu com a Lua. Fato melhor observado no Gráfico 5.

Gráfico 5- Trajetória dos fragmentos -altitude de 100 km



Este fato ocorre, pois, a altitude de 100 km ainda não é suficiente para que os corpos escapem da Terra, como mostra no Gráfico 5, sendo a força gravitacional terrestre maior do que a atração gravitacional exercida pela Lua, em que ambos os fragmentos permanecem orbitando ao redor da Terra (em azul), não sendo possível atingir a Lua (em amarelo).

Para a simulação utilizando uma altitude de 200 km, mas com as demais condições preservadas, obteve-se os resultados dispostos no Quadro 2.

Quadro 2- Simulação utilizando altitude de 200 km

Phi [φ]	Altitude (d0)	Nº de Fragmentos	Gamma	Colisão (Terra)	Instante da Colisão [s]	Colisão (Lua)	Instante da Colisão [s]
60°	200 km	18	20°	Não	-	Não	-
			40°	Sim	67,18	Não	-
			60°	Sim	134,57	Não	-
			80°	Sim	203,26	Não	-
			100°	Sim	274,15	Não	-
			120°	Sim	348,25	Não	-
			140°	Sim	426,66	Não	-
			160°	Sim	510,59	Não	-
			180°	Sim	601,23	Não	-
			200°	Não	-	Sim	922.84
			220°	Sim	806,14	Não	-
			240°	Sim	922,84	Não	-
			260°	Não	-	Sim	1326.85
			280°	Sim	1183,48	Não	-
			300°	Sim	1326,85	Não	-
			320°	Sim	1482,09	Não	-
			340°	Sim	1650,33	Não	-
			360°	Sim	1831,65	Não	-

Na situação demonstrada no Quadro 2, tem-se que de 18 fragmentos dispersos, 15 deles colidiram com a Terra e 2 com a Lua (Gráfico 6), o que mostra um comportamento diferenciado para uma altitude de 100 km, em que não foi possível o escape dos corpos para atingirem a Lua.

Gráfico 6- Trajetória dos fragmentos- altitude de 200 km

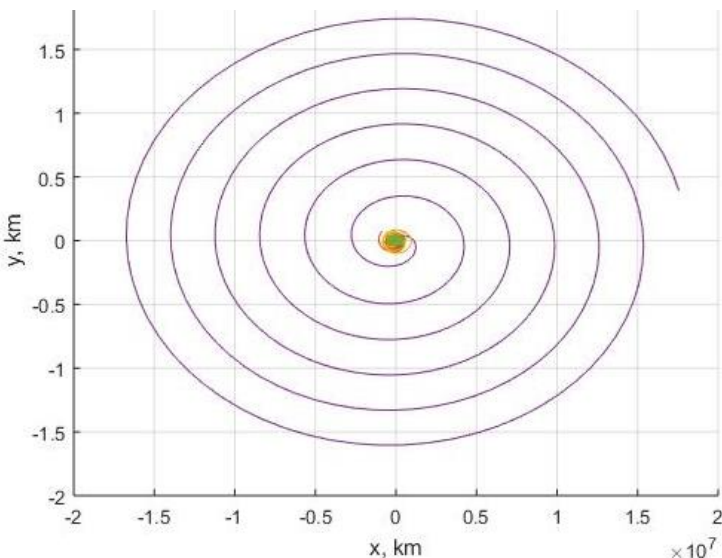
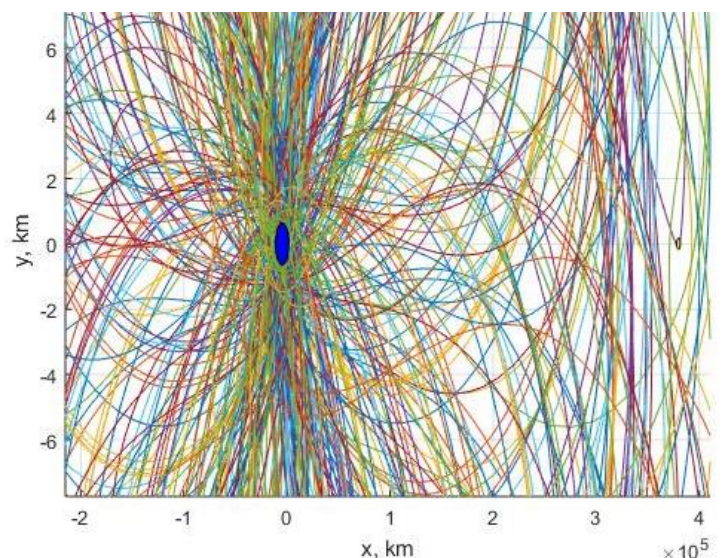


Gráfico 7- Trajetória dos fragmentos- zoom (200 km)



Ao aplicar um zoom no Gráfico 6, obtêm-se o Gráfico 7, em que um fragmento de fato colide com a Lua, e outro passa muito próximo, muito provavelmente em um raio menor ou igual a 50 km, logo foi constatado como colisão no Quadro 2.

Para a simulação utilizando uma altitude de 300 km, observa-se os resultados dispostos no Quadro 3.

Quadro 3- Simulação utilizando altitude de 300 km

Phi [φ]	Altitude (d0)	N° de Fragmentos	Gamma	Colisão (Terra)	Instante da Colisão [s]	Colisão (Lua)	Instante da Colisão [s]
60°	300 km	18	20°	Não	-	Sim	137,14
			40°	Sim	68,46	Não	-
			60°	Sim	137,14	Não	-
			80°	Sim	207,15	Não	-
			100°	Sim	279,47	Não	-
			120°	Sim	355,15	Não	-
			140°	Sim	435,39	Não	-
			160°	Sim	521,49	Não	-
			180°	Sim	614,76	Não	-
			200°	Não	-	Não	-
			220°	Sim	826,58	Não	-
			240°	Sim	947,39	Não	-
			260°	Sim	1076,78	Não	-
			280°	Sim	1213,50	Não	-
			300°	Sim	1360,10	Não	-
			320°	Sim	1519,03	Não	-
			340°	Sim	1692,86	Não	-
			360°	Sim	1880,44	Não	-

Ao analisar o Quadro 3, tem-se que 16 fragmentos colidiram com a Terra, dentre os 18 detritos gerados, e apenas 1 deles colidiu com a Lua, em 20°. Assim, os Gráficos 8 e 9 foram gerados para representação das condições de simulação fornecidas.

Gráfico 9- Trajetória dos fragmentos- altitude de 300 km

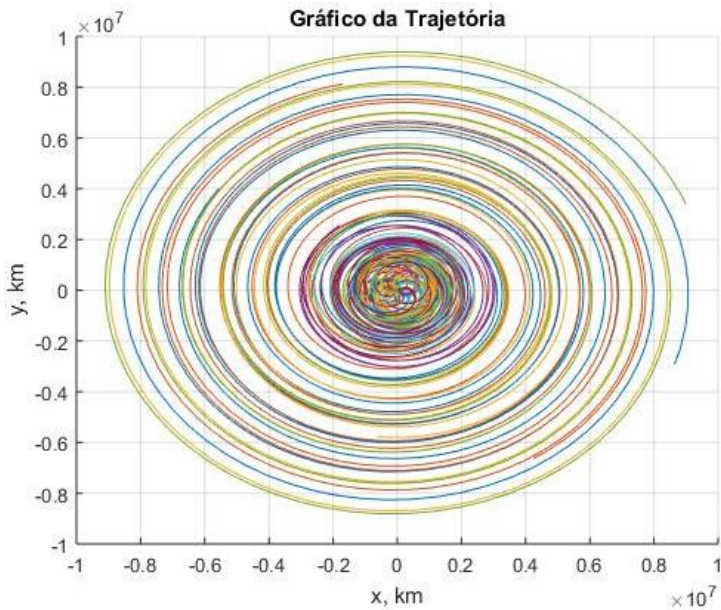
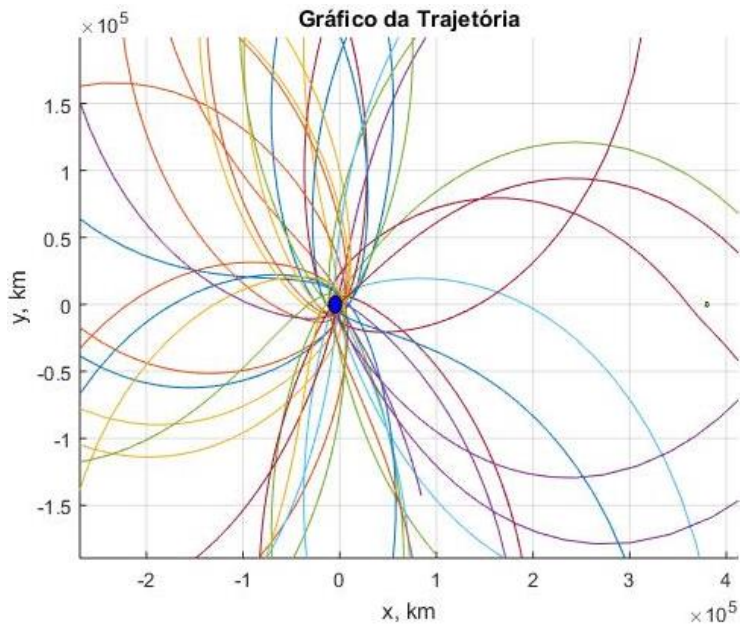


Gráfico 8- Trajetória dos fragmentos- zoom (300 km)



Em comparação com os Gráficos 6 e 7, obtidos para uma altitude de 200 km, para uma altitude de 300 km os fragmentos conseguem se dispersar mais no período de 180 dias, havendo um escape maior de detritos e menor concentração ao redor da Terra. Desta forma, há um intervalo de tempo mais extenso para colisão com a Terra, comparado às demais altitudes.

Após repetir os mesmos procedimentos e coleta de resultados para cada altitude referenciada anteriormente, variando-se em uma escala de 20° a coordenada azimutal de 20° a 360° , pôde-se fazer um levantamento do comportamento de colisão dos fragmentos com a Terra e a Lua conforme a direção inicial da nuvem de fragmentos era modificada.

Para as altitudes de 100, 200 e 300 km foram construídos os Gráficos 10, 11 e 12 em relação a tendência de colisão com o planeta Terra.

Gráfico 11- Levantamento de colisão com a Terra variando o phi.

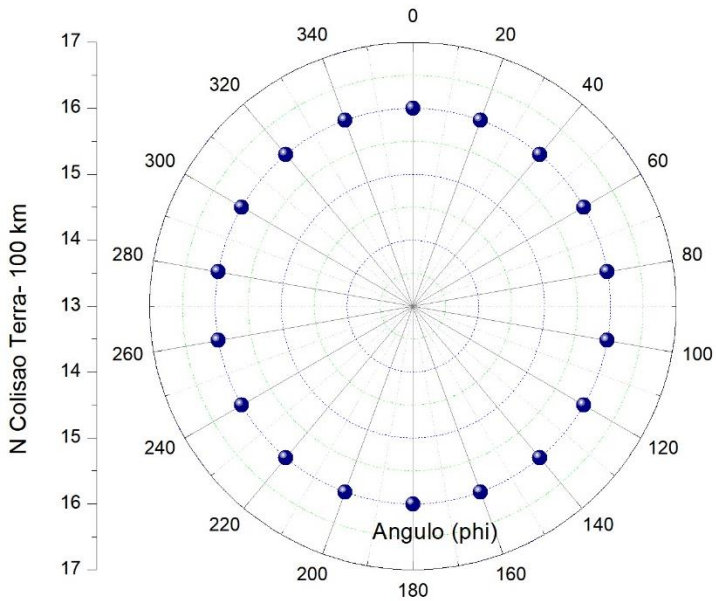


Gráfico 10- Levantamento de colisão com a Terra variando o phi.

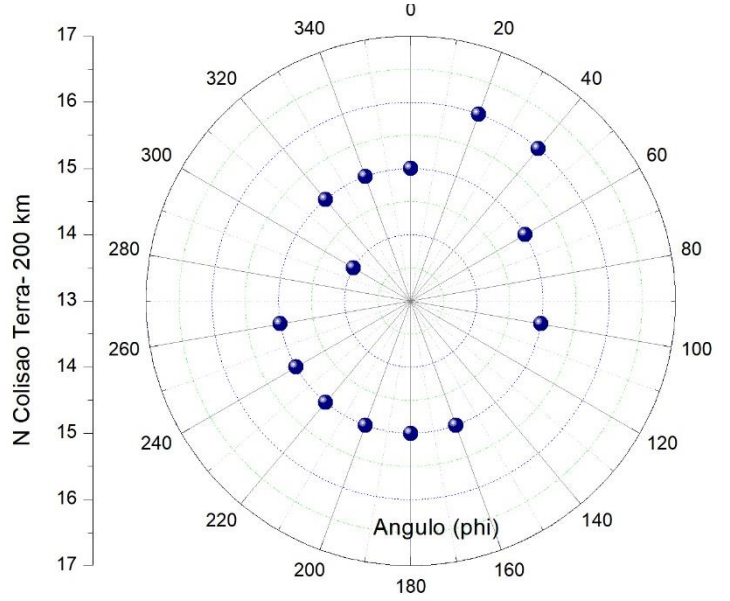
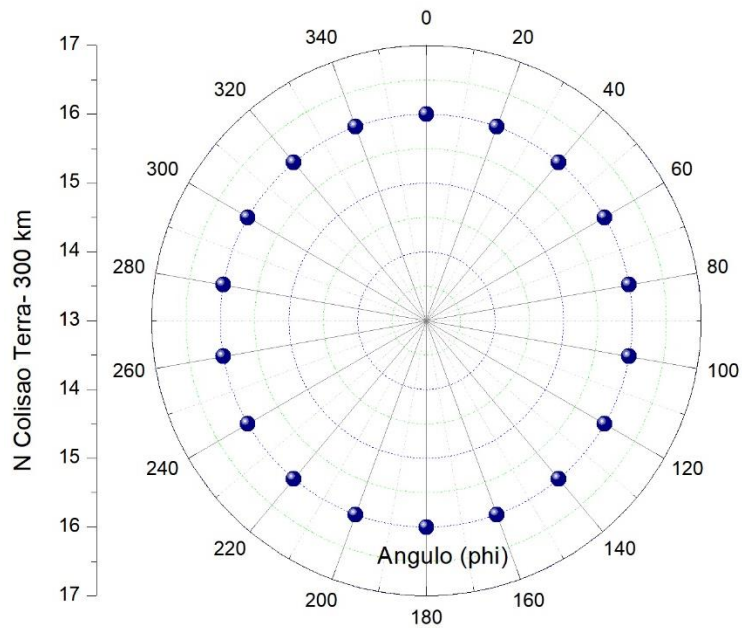


Gráfico 12- Levantamento de colisão com a Terra variando o phi



Os Gráficos 10 e 12, referentes a altitude de 100 km e 300 km da Terra, respectivamente, mostram que os estudos e simulações realizados revelaram um

comportamento mais uniforme, em que ambos há colisões com a Terra de em média 16 fragmentos, analisando diferentes possíveis direções, em 360°.

No entanto, o Gráfico 11, referente a altitude de 200km, não mostrou o mesmo comportamento, havendo maiores variações de colisão de acordo com o ângulo em questão. Constatou-se que entre os ângulos de 160° e 260°, e 20° e 40° foram registradas em torno de 16 colisões com a Terra, enquanto que nos demais os números de colisões observados foram inferiores, em torno de 15 fragmentos colididos.

Em contrapartida, ao analisar o número de colisões com Lua (Gráficos 13 e 14), tem-se que para altitude de 200 km houve maiores incidências de colisão, em que os fragmentos que não sofreram colisão com a Terra no Gráfico 11, colidiram com a Lua no Gráfico 13, uma média majoritária de 3 fragmentos colididos, entre 100° e 0°, e entre 20° e 60° em torno de 2 colisões. Assim, a média de colisões representa cerca de 15,5% da nuvem de fragmentos que sofrem colisão com a Lua nessas condições iniciais.

Gráfico 13- Levantamento de colisão com a Lua

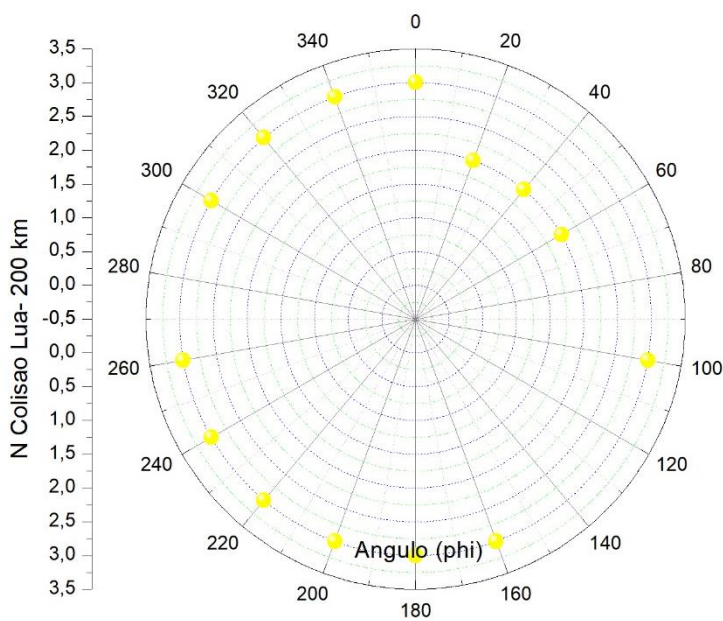
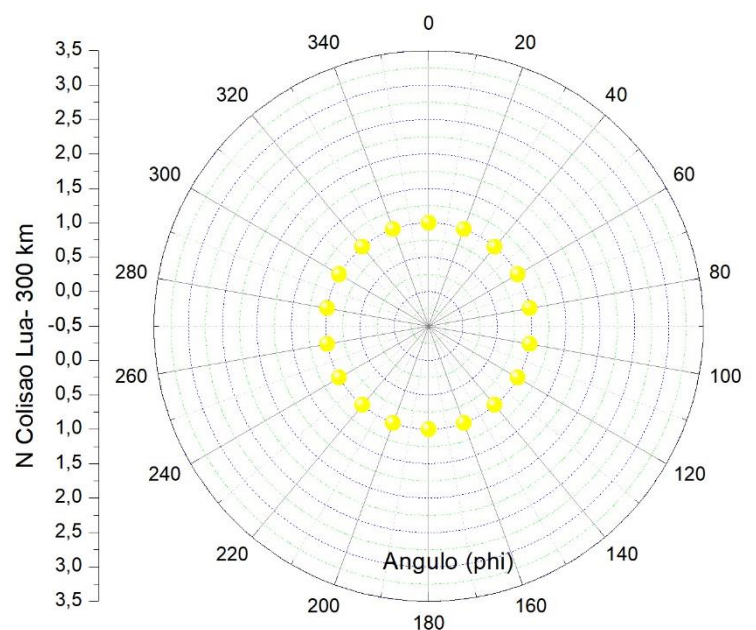


Gráfico 14- Levantamento de colisão com a Lua



No Gráfico 14, ocorreu em torno de apenas um fragmento colidido com a Lua, independente da variação da coordenada azimutal. E como esperado, para a altitude de 100 km, não houve nenhuma colisão com Lua, pelo fato de nenhum fragmento ter

escapado da órbita terrestre devido à baixa altitude inicial, e ao fato de a força gravitacional da Lua ser, consideravelmente, mais baixa que a da Terra.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

A reentrada atmosférica é a fase final da vida de satélite ou de um corpo que orbitou a Terra. É a parte mais crítica de uma missão espacial, principalmente quando envolve seres humanos (KUGA et al).

Uma vez que as atividades espaciais devem utilizar elementos existentes e indesejáveis ao meio ambiente, os quais por sua vez, causam contaminação por poluição em diversos patamares do ambiente espacial, como aponta Qizhi He (1988). Portanto, tem-se que a poluição sideral cresce consideravelmente, o que desperta a necessidade de criar-se medidas de remoção ou destruição do lixo espacial.

Entretanto, os custos inerentes a estas medidas são extremamente elevados, sendo muitas vezes desconsideradas pelos países, que segundo Sommer e Cardoso (2016), acreditam que o mero deslocamento do satélite para órbitas cemitério, ou seja, lugares onde não causarão danos à Terra, é suficiente para o problema.

Dessa forma, é importante ter conhecimento a respeito da legislação sobre detritos espaciais e legislação no âmbito internacional, como o Tratado do Espaço Sideral, de 10 de outubro de 1967, em que delimita-se os países responsáveis por atividades espaciais, sujeitos a ressarcirem possíveis danos provocados pela queda de objetos lançados por eles no espaço. E a Convenção de Responsabilidade, de 1 de setembro de 1972, complementando a responsabilidade dos países por prejuízos provocados por seus objetos espaciais (CARNEIRO et al, 2002).

Assim, o desenvolvimento deste estudo, permite estabelecer um levantamento da possibilidade de reentrada de fragmentos de acordo com as condições em que foram lançados ao espaço, servindo de ferramenta para uma iniciativa preservacionista.

Dessa forma, após as inúmeras simulações realizadas, conclui-se que em baixas altitudes, referenciadas pelo estudo (100, 200 e 300 km), os cálculos apontam que há cerca de 80% de chances de colisão com a Terra no período amostrado de 6 meses, enquanto que há apenas 11% a 15% de probabilidade de colisão com Lua.

Além disto, torna-se importante mencionar que este modelo pode ser melhorado com adição de outras forças perturbativas, porém é possível verificar em primeira aproximação, que os resultados apresentados podem ajudar, quando deseja-se avaliar os efeitos das forças sobre as trajetórias dos fragmentos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Autor desconhecido. **Detritos Espaciais**. Recurso digital. Disponível em: <<http://www.astronoo.com/pt/artigos/detritos-espaciais.html>>. Acesso em 05 de agosto de 2018.

BRAVO, Thiago. **O Lixo Espacial e seus Impactos**. Recurso digital. Disponível em: <<https://thibravo.jusbrasil.com.br/artigos/168960127/lixo-espacial-impactos>>. Acesso em 25 de julho de 2018.

CARNEIRO, Célia Maria Braga; ARÁUJO, Osório Cavalcante; BERNARDO, Rodrigo Marques. **Lixo Espacial Terrestre: Características e Consequências Segundo a Contabilidade Ambiental, Considerando As Ações da National Aviation And Space Agency – Nasa**. Publicado em 2002 Disponível em: <<https://anaiscbc.emnuvens.com.br/anais/article/viewFile/2691/2691>>. Acesso em 28 junho de 2019.

CURTIS, H. **Orbital Mechanics for Engineering Students**. 2º ed. Flórida, EUA. ELSEVIER, 2010.

D. MEHRHOLZ; LEUSHACKE, Luger; W. FLURY; R. Jehn; KLINKRAD, Heiner; M. Landgraf. **Detecting, tracking and imaging space debris**. Esa bulletin 109. Publicado em fevereiro de 2002. Disponível em: <<http://www.pacaspacedebris.com/wp-content/uploads/2013/05/Detecting-space.pdf>>. Acesso em 15 de junho de 2019.

DURRIEU, Sylvie; NELSON, Ross. **Earth observation from space – The issue of environmental sustainability**. Publicado em novembro de 2013. Recurso digital Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964613000659?via%3Dihub>>. Acesso em 29 de julho de 2018.

FORMIGA, Jorge Kennety Silva. **Formas normais no estudo da estabilidade para L4 no problema fotogravitacional**. Publicado em 2009. Artigo digital. Disponível em: <<http://mtc-m16d.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtcm19@80/2009/11.27.16.37/doc/publicacao.pdf>>.

FORMIGA, Jorge Kennety Silva; GOMES, Vivian Martins; DE MORAES, Rodolpho Vilhena. **Orbital effects in a cloud of space debris making a close approach with the Earth**. Computational & Applied Mathematics **JCR**, v. 2017, p. 1-11, 2017.

HE, Qizhi. **Environmental Impact of Space Activities and Measures for International Protection**. Recurso Digital. Disponível em: <<https://heinonline.org/HOL/LandingPage?handle=hein.journals/jrsl116&div=13&id=&page=&t=1560526495>>. Acesso em 14 de junho de 2019.

KESSLER, Donald J; COUR-PALAIS, Burton G. **Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt**. Journal of Geophysical Research, Houston, v. 83, n. 6, p. 2637-2646, jun. 1978.

KUGA, Hélio Koiti; SOUZA, Marcelo Lopes de Oliveira; GUEDES, Ulisses Thadeu Vieira. **A Conquista do Espaço: Reentrada Atmosférica**. Capítulo 8. Disponível em: <<http://www.cdcc.usp.br/cda/oba/aeb/a-conquista-do-espaco/Capitulo-8.pdf>>.

LEWIS, Hugh. Perigo em órbita: **O avanço do problema do lixo espacial**. BBC News. Publicado em 8 de agosto de 2015. Recurso digital. Disponível em: <https://www.bbc.com/portuguese/noticias/2015/08/150806_lixo_espacial_ab>. Acesso em 05 de agosto de 2018.

NETO, Ernesto Vieira. **Estudo numérico da captura gravitacional temporária utilizando o problema restrito de três corpos**. Publicado em 1999. Artigo digital. Disponível em: <http://mtcm16.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/iris@1913/2005/07.26.12.23/doc/publicacao.pdf>. Acesso em 12 de fevereiro de 2019.

SOLER, Willy Alves de Oliveira; RIBEIRO, Rafael Soares; SANTOS, Maristela Oliveira. **Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics**. Artigo digital. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/322435773_Proceeding_Series_of_the_Brazilian_Society_of_Computational_and_Applied_Mathematics>. Acesso em 25 de julho de 2018.

SOMMER, Gabriel; CARDOSO, Waleska. **Direito ambiental espacial, a poluição sideral e a síndrome de Kessler**. Publicado em 2016. Disponível em: <<http://sites.fadisma.com.br/entrementes/anais/wp-content/uploads/2016/09/direito-ambiental-espacial-a-poluicao-sideral-e-a-sindrome-de-kessler.pdf>>. Acesso em 14 de junho de 2019.

THIRSK, Robert; KUIPERS, Andre; MUAKI, Chiaki; WILLIAMS, David. **The space-flight environment: the International Space Station and beyond**. Publicado em novembro de 2009. Disponível em: <<http://www.cmaj.ca/content/180/12/1216.short>>. Acesso em 20 de maio de 2019.