



Universidade Estadual de Feira de Santana
Programa de Pós-Graduação em Computação Aplicada

Influência dos NEO na evolução dos Detritos Espaciais

Marília dos Anjos Santos

Feira de Santana

2018



Universidade Estadual de Feira de Santana
Programa de Pós-Graduação em Computação Aplicada

Marília dos Anjos Santos

Influência dos NEO na evolução dos Detritos Espaciais

Dissertação apresentada à Universidade Estadual de Feira de Santana como parte dos requisitos para a obtenção do título de Mestre em Computação Aplicada.

Orientador: Antonio Delson Conceição de Jesus

Feira de Santana

2018

Ficha Catalográfica – Biblioteca Central Julieta Carteado

S233i Santos, Marília dos Anjos
Influência dos NEO na evolução dos detritos espaciais / Marília dos Anjos Santos. - Feira de Santana, 2018.
90 f.: il.

Orientador: Antonio Delson Conceição de Jesus

Dissertação (Mestrado) – Universidade Estadual de Feira de Santana, Programa de Pós-graduação em Computação Aplicada, 2018.

1. Detritos espaciais e Objetos Próximos a Terra - NEO. 2. Computação aplicada - Interação gravitacional.. I. Jesus, Antonio Delson Conceição de, orient. II. Universidade Estadual de Feira de Santana. III. Título.

CDU: 004:521/523

Tatiane Souza Santos - Bibliotecária CRB5/1634

Marília dos Anjos Santos

Influência dos NEO na evolução dos detritos espaciais


Dissertação apresentada à Universidade Estadual de Feira de Santana como parte dos requisitos para a obtenção do título de Mestre em Computação Aplicada.

Feira de Santana, 15 de agosto de 2018

BANCA EXAMINADORA



Dr. Antonio Nelson Conceição de Jesus (Orientador)
Universidade Estadual de Feira de Santana



Dr. Jean Fernandes Barros
Universidade Estadual de Feira de Santana



Dra. Vera Aparecida Fernandes Martin
Universidade Estadual de Feira de Santana

Resumo

Detritos espaciais e Objetos Próximos a Terra (NEO) são dois temas atuais e de grande relevância para a comunidade científica. O primeiro devido às altas probabilidades de colisão com os veículos espaciais (espaçonave, satélites, sondas, etc) e o segundo em virtude da possibilidade de colisão com o planeta Terra, com potencial de efeitos globais. As colisões ocasionadas pelos detritos em velocidade orbital podem ser altamente danosas ao funcionamento de veículos em operação, pondo também em risco a vida de astronautas em atividades extraveiculares. Além disso, essas colisões provocam um acúmulo maior de lixo no espaço, já que implicam em novos detritos. Conjuntamente, no ambiente espacial, esses detritos podem ainda interagir com outros corpos maiores que se aproximam da Terra, como os NEO, e devido às perturbações gravitacionais que eles podem produzir, os detritos podem ser inseridos nas órbitas dos veículos espaciais, que foram consideradas seguras durante o planejamento das missões espaciais, vindo também a ocupar posições que comprometam as “janelas espaciais”, regiões apropriadas para lançamentos seguros da Terra. Neste contexto, este trabalho buscou estudar os efeitos das interações gravitacionais entre os NEO e os detritos espaciais nas regiões operacionais LEO, MEO e GEO. Utilizando o pacote de integração REBOUND, simulamos numericamente o problema de N-corpos associado a esta dinâmica de interação gravitacional. Nossos resultados indicam que as interações dos NEO com os detritos podem ocasionar alterações nas excentricidades destes corpos, provocando seu espalhamento pelas regiões orbitais. Caso a excentricidade seja elevada, dependendo da taxa de crescimento, o semieixo maior da órbita do detrito aumenta, ocorrendo migração do detrito para outras regiões orbitais. As perturbações mais intensas, proporcionam órbitas hiperbólicas para os detritos. Desta forma, verificamos que o efeito gravitacional dos NEO modifica a distribuição espacial do disco de detritos espaciais em relação à sua configuração inicial.

Palavras-chave: NEO, Detritos Espaciais, Interação Gravitacional

Abstract

Space debris and Objects Near the Earth are two current topics and of great relevance to the scientific community. The first one due to the high probability of collision with the space vehicles (spacecraft, satellites, probes, etc); the second by virtue of the possibility of collision with the planet Earth, with potential for global effects. Collisions caused by debris at orbital velocity can be highly damaging to the operation of vehicles in operation, also endangering the lives of astronauts in extra-vehicular activities; in addition, these collisions cause a greater accumulation of trash in the space, since they imply in new debris. Together, in the space environment, these debris can still interact with other larger bodies approaching the Earth, such as the NEOs, and due to the gravitational disturbances they can produce, debris can be inserted into the orbits of space vehicles, which were considered safe during the planning of the space missions, also occupying positions that compromise the “space windows”, regions appropriate for safe launches of the Earth. In this context, this work aimed to study the effects of gravitational interactions between NEOs and space debris in the LEO, MEO and GEO operating regions. Using the REBOUND integration package, we simulate numerically the N-body problem associated with this gravitational interaction dynamics. Our results indicate that the NEO interactions with the debris can cause changes in the eccentricities of these bodies, causing their scattering in the orbital regions. If the eccentricity is high, depending on the growth rate, the larger semi-axis of the orbit of the detritus increases, migration of the detritus to other orbital regions occurs. The most intense perturbations provide hyperbolic orbits to the debris. In this way, we verified that the gravitational effect of NEO modifies the spatial distribution of the spatial debris disc in relation to its initial configuration.

Keywords: NEO, Space Debris, Gravitational Interaction

Prefácio

Esta dissertação de mestrado foi submetida a Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS) como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre em Computação Aplicada.

A dissertação foi desenvolvido dentro do Programa de Pós-Graduação em Computação Aplicada (PGCA) tendo como orientador o Dr. **Antonio Delson Conceição de Jesus**.

Esta pesquisa teve 12 meses financiada pela Fapesb.

Agradecimentos

Se você está lendo esta página é porque consegui vencer mais uma etapa que a mim (e por mim) foi imposta. Não foi fácil chegar até aqui: área do conhecimento, instituição, estado e pessoas totalmente desconhecidas... vários foram os obstáculos, entretanto desistir nunca foi uma opção!

Com o mestrado adquirei conhecimento acadêmico, mas além da parte intelectual, as dificuldades me fizeram crescer como pessoa e assim

“(...) aprendi que se depende sempre De tanta, muita, diferente gente Toda pessoa sempre é as marcas Das lições diárias de outras tantas pessoas

E é tão bonito quando a gente entende Que a gente é tanta gente onde quer que a gente vá E é tão bonito quando a gente sente Que nunca está sozinho por mais que pense estar (...)”

— Caminhos do coração – Gonzaguinha

Desta forma não poderia deixar de agradecer aqueles que estiveram comigo ou me apoiaram em algum momento nesta caminhada

AGRADEÇO...

Acima de tudo e todos a DEUS, causa necessária e fim último de tudo que existe. Obrigado Senhor por ter me dado a permissão de chegar até aqui, por ser luz em minha vida e por permitir que pessoas maravilhosas cruzassem o meu caminho. A ti toda honra e glória!!!

A toda minha família e em especial aos meus pais, Amarílio e Lindijalma, pelos ensinamentos de vida. Se hoje sou quem sou, devo a eles! Não poderiam faltar os meus irmãos, que sempre acreditaram em minha capacidade: Aline (que sempre esteve comigo), Thaisa (a mana mais briguenta e bagunceira), Anderson e Matheus (meus bebês).

A todo o IFS-Lagarto, que além de instituição é casa: ali tive momentos maravilhosos e conheci pessoas que levo para a vida. Agradeço a todos os professores pelos ensinamentos, porém cito os mestres Gilson e Lauro, que foram os principais incentivadores desta caminhada. Aqui não poderia deixar de agradecer também ao colega, amigo e parceiro de todas

as horas Rodrigo Fontes. Ele que quase sempre esteve comigo desde os tempos de ensino médio.

A Devinho, que sempre me ajudou incondicionalmente no que precisei, principalmente quando resolvi fazer o mestrado. Ele que me deu todo suporte inicial. A você o meu muito obrigada!

Dentre as diversas pessoas aqui citadas, não poderia faltar jamais o meu orientador Antonio Delson, a pessoa que me acolheu antes mesmo de me conhecer. Obrigada por toda a paciência e pelos ensinamentos. Por não perder a fé em mim e por me incentivar ir sempre além, sejam quais forem os obstáculos. Seu profissionalismo é inspirador!

Os últimos parágrafos é dedicado unicamente aos amigos, colegas e conhecidos que fizeram minha estadia em Feira de Santana inesquecível. Muitos deles sei que não os verei mais, entretanto, outros levarei para vida... Se tenho saudades enormes deste lugar, é mérito de vocês: a todos os conhecidos do LABOFIS/GATO; as tias do Bandeirão; a Jadiane pela companhia no GATO e pelas risadas que me tirava devido à aparente serenidade e calma nos momentos de agonia e pressão. Como diz Marcondes: “Você é um ser de luz”; a Marcondes (Ah! este não poderia faltar, fui intimada rrsr) e Jeziel, irmãos que a UEFS me deu... compartilhamos momentos de alegrias e angustias que fizeram nos aproximar muito. Pessoas totalmente diferentes, com objetivos e características distintas: Jeziel todo “certinho”, sempre “cortando” nosso “barato” com a frase “tenho que produzir, tenho que produzir...” e Marcondes totalmente oposto “quero é viver... viajar e conhecer lugares e pessoas BONITAS!” Estes levarei para a vida. Marcondes, ainda temos muitas festas para ir.

Não poderia deixar de citar, também, alguém que me ajudou bastante no início da minha estadia em Feira e que esteve comigo em momentos de dificuldades... Que alegrava meus dias e noites com suas conversas bobas, e que sempre me arrancava uma risada, mesmo quando não queria rir. Incrivelmente, nunca o vi estressado, fosse qual fosse o problema... Sandoval, sem ti este mestrado não seria o mesmo.

Por fim, agradeço a FAPESB pelo incentivo financeiro.

A todos, o meu muito obrigada!

Sumário

Resumo	i
Abstract	ii
Prefácio	iii
Agradecimentos	iv
Sumário	vii
Lista de Tabelas	viii
Lista de Figuras	xiii
Lista de Abreviações	xiv
Lista de Símbolos	xv
1 Introdução	1
1.1 Detritos Espaciais	2
1.1.1 Evolução de Detritos Espaciais	2
1.2 Objetos Próximos da Terra	4
1.3 O integrador REBOUND para o problema de N-corpos	6
1.3.1 Integração numérica	7
1.3.2 Integrador IAS15	8
1.4 Objetivos	9
1.5 Justificativa	10
1.6 Motivação e Relevância	10
1.7 Organização do Trabalho	11
2 Trabalhos relacionados	12
2.1 Asteroides e NEO	13
2.1.1 Dinâmica dos asteroides	14
2.2 Detritos espaciais	16
2.2.1 Dinâmica dos detritos espaciais	17

3	Metodologia	20
3.1	Definição e configuração de parâmetros	22
3.1.1	Sistema Terra, NEO e disco de detritos	22
3.1.2	Análise e validação do Modelo Jesus	25
3.1.3	Sistema Terra e NEO fragmentado	27
3.2	Descrição das etapas de simulação	28
4	Resultados e Discussões	31
4.1	Simulações do bloco I	32
4.1.1	Região LEO	32
4.1.2	Regiões MEO e GEO	38
4.2	Simulações do bloco II	42
4.2.1	Etapa I	42
4.2.2	Etapa II	58
4.3	Simulações do bloco III	61
4.4	Simulações do bloco IV	65
5	Considerações Finais	74
5.1	Pesquisas Futuras	75
	Referências Bibliográficas	76
A	Fluxograma geral das simulações	81
B	Resultados das simulações	83
B.1	Simulações do Bloco I	84
B.1.1	Resultados das simulações com ausência de corpo perturbador	84
B.1.2	Resultado obtido com a abordagem hiperbólica em LEO do NEO ₂	85
B.2	Simulações do Bloco II	86
B.2.1	Resultados das simulações com ausência de corpo perturbador	86
B.3	Simulações do Bloco III	87
B.3.1	Resultados obtidos com a simulação SG2	87
B.3.2	Resultados obtidos com a simulação SG3	88
B.3.3	Resultados obtidos com a simulação SG4	89
B.3.4	Resultados obtidos com a simulação SG6, SG7, SG8	90

Lista de Tabelas

3.1	Parâmetros fixos dos objetos	22
3.2	Objetos em abordagem próxima à Terra	23
4.1	Valores de Δr obtido por meio de elementos calculados pelo REBOUND	71
4.2	Valores para Δr	72

Lista de Figuras

1.1	Distribuição de massa de DE em órbita	3
1.2	Distribuição de objetos descobertos em função do tempo	5
3.1	Sistema composto por Terra (M_T), NEO (M_N) e disco de detrito, sendo M_D um detrito qualquer deste disco. R_{TN} , R_{TD} , R_{DN} correspondem, respectivamente, a distância entre Terra e NEO; Terra e detrito; e detrito e NEO. Adaptado de [EarthObservatory 2009] . . .	21
3.2	Órbita do NEO em torno do Sol. No centro da figura temos o Sol (amarelo), com a Terra (órbita em negrito) e o NEO (órbita cinza), ambos orbitando o Sol. Fonte [CNEOS 2018c]	23
3.3	Simulação de NEO com órbita hiperbólica em torno da Terra. A ideia é simular um corte da órbita elíptica do objeto em torno da Terra, que aparenta uma hipérbole. Na simulação, o objeto recebe $e > 1$ e atinge órbita hiperbólica. Adaptado de [EarthObservatory 2009] . . .	24
3.4	Órbita Kepleriana. Nesta, ω é o ângulo que se desenvolve desde o nó ascendente até p , onde p é o ponto em que o corpo se encontra mais próximo do astro em torno do qual gravita, enquanto que a é o ponto mais distante; Ω é ângulo com vértice no corpo central, que vai desde γ até o nodo ascendente, medido sobre o plano de referência, no sentido da translação do corpo; γ é um ponto imaginário no espaço, determinado pela posição do sol quando esse, movendo-se pela eclíptica, cruza o equador; inc é o ângulo formado entre o plano da órbita e o plano de referência, sendo um valor entre 0 e 180 graus; f é o ângulo que permite localizar o astro em sua órbita. Seu valor varia de 0 a 360 graus; Outro elemento que determina a órbita é e , uma medida que representa o afastamento de uma órbita da forma circular. Adaptado de [Wikipedia 2010]	25
3.5	Representação da fragmentação de um asteroide após colisão com a Terra	27
3.6	Representação da interação do NEO fragmentado com a Terra	28
4.1	Excentricidade das partículas após 1 período de interação de cada objeto.	33
4.2	Excentricidade das partículas após 50 períodos de interações de cada objeto.	34

4.3	Distribuição orbital das partículas após 50 períodos. Nas ilustrações N representa o número de partículas que se chocaram com o NEO; T o total de partículas que colidiram com a Terra; e E as partículas que devido as perturbações tiveram suas excentricidades elevadas e escaparam do campo gravitacional da Terra, ou seja, partículas que atingiram órbita hiperbólica.	35
4.4	Distribuição orbital das partículas após interação com o NEO ₄	36
4.5	Excentricidade das partículas após interação de até milhares de órbitas do NEO ₁	36
4.6	Excentricidade das partículas após interação com diferentes objetos em abordagem hiperbólica.	37
4.7	Distribuição orbital das partículas após interação com NEO ₄	38
4.8	Excentricidade das partículas após 50 períodos do NEO ₂ e NEO ₃ , nas regiões MEO e GEO.	39
4.9	Distribuição orbital das partículas após 1 período do NEO ₄ em MEO e GEO, cada.	40
4.10	Excentricidade das partículas após 50 períodos do NEO ₄ em MEO e GEO.	41
4.11	Distribuição orbital das partículas após 50 períodos do NEO ₄ em MEO e GEO.	41
4.12	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₁ em LEO. As partículas foram divididas em 3 gráficos, para facilitar a visualização dos efeitos. A divisão é baseada na faixa de $e_{inicial}$, sendo e_1 ($10^{-5} \leq e \leq 10^{-4}$) faixa definida para as partículas de LEO, e_2 ($10^{-3} \leq e \leq 10^{-1}$) faixa de MEO e e_3 ($0,2 \leq e \leq 0,4$) faixa de GEO.	43
4.13	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₂ em LEO após intervalo de 100 períodos. Nesta, e_4 corresponde às partículas que saíram das faixas citada (e_1, e_2, e_3).	44
4.14	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₂ , com abordagem em MEO, em tempos variados.	45
4.15	Excentricidade das partículas após interação de 1 período com NEO ₃	46
4.16	Excentricidade das partículas após interação de 100 períodos com NEO ₃	47
4.17	Distribuição orbital das partículas após 100 períodos do NEO ₃ com abordagens em cada uma das três regiões.	48
4.18	Histograma de colisões por período, após interação com NEO ₄ , com abordagens em LEO	48
4.19	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₄ com abordagens em LEO.	49
4.20	Distribuição orbital das partículas após interação com NEO ₄ em tempos variados, com abordagens em LEO.	50
4.21	Histograma de colisões por período, após interação com NEO ₄ , com abordagens em MEO e GEO.	51
4.22	Distribuição orbital das partículas após 15 períodos do NEO ₄ , com abordagens em MEO.	51

4.23	Distribuição orbital das partículas após 100 períodos do NEO ₄ , com abordagens em MEO.	52
4.24	Excentricidade das partículas após interação de 1 período do NEO ₄ , com abordagens em MEO.	52
4.25	Excentricidade das partículas após interação de 50 períodos do NEO ₄ , com abordagens em MEO.	52
4.26	Excentricidade das partículas após interação de 100 períodos do NEO ₄ , com abordagens em MEO.	53
4.27	Distribuição orbital das partículas após interação com NEO ₄ em tempos variados, com abordagens em GEO.	53
4.28	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₄ com abordagens em GEO.	54
4.29	Excentricidade e distribuição orbital das partículas após abordagem hiperbólica do NEO ₂	55
4.30	Excentricidade das partículas após abordagem hiperbólica do NEO ₃ regiões.	56
4.31	Excentricidade das partículas após abordagem hiperbólica do NEO ₄ , em cada uma das regiões.	57
4.32	Distribuição orbital das partículas após abordagem hiperbólica do NEO ₄ , em cada uma das regiões.	58
4.33	Excentricidade das partículas após interação com objeto perturbador passando fora das regiões orbitais, com p equivalente a 95.670 km.	59
4.34	Excentricidade das partículas após interação com objeto perturbador passando fora das regiões orbitais, com p equivalente a 191.340 km.	59
4.35	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₃ e NEO ₄ , em tempos distintos, com p equivalente a 84.328 km.	60
4.36	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₄ , em tempos distintos, com p equivalente a 84.328 km	61
4.37	Resultados das excentricidades após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 49.866.667 km do objeto central. Quando necessário a ilustração divide o gráfico de cada simulação em 2 para facilitar a identificação das partículas que tiveram suas excentricidades alteradas para valores fora da faixa pre-definida $e_{inicial}$	62
4.38	Excentricidade após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 249.333 km do objeto central.	63
4.39	Distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra, em tempo equivalente a 1 período, variando a distância do seu pericentro em relação ao NEO.	63
4.40	Distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra, em tempo equivalente a 2 períodos, variando a distância do seu pericentro em relação ao NEO	64
4.41	Distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra, em tempos variados e distância de p equivalente a 49.866 km	64

4.42	Excentricidade dos fragmentos após interação com a Terra, em tempos variados e distância de p equivalente a 49.866 km	65
4.43	Excentricidade dos DE após interação dos objetos (Tabela 3.2) em abordagem hiperbólica, a 8 km/s	65
4.44	Excentricidade dos DE após interação dos objetos (Tabela 3.2) em abordagem hiperbólica, a 2 km/s	66
4.45	Distribuição orbital dos DE após interação dos objetos (Tabela 3.2) em abordagem hiperbólica	66
4.46	Excentricidade dos DE após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica	67
4.47	Excentricidade dos DE após interação com objeto 2016 WJ1 em abordagem hiperbólica	67
4.48	Excentricidade dos DE após interação com objeto 2004 MN4 em abordagem hiperbólica	67
4.49	Excentricidade dos DE após interação com objeto 2018 GG2 em abordagem hiperbólica	68
4.50	Excentricidade dos DE após interação com objeto 276033 em abordagem hiperbólica	68
4.51	Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,1$), após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica.	69
4.52	Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,15$), após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica.	69
4.53	Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,2$), após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica.	70
4.54	Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,1$), após interação com objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica.	70
4.55	Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,15$), após interação com objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica.	70
4.56	Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,2$), após interação com objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica.	71
4.57	Distribuição orbital dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus), após interação com todos os objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica	71
4.58	Valores do Δr obtida pelo modelo Jesus com base nos resultados e nos elementos obtidos pelo integrador REBOUND, para o sistema de dois corpos.	72

4.59	Valores do Δr obtida pelo modelo Jesus com base nos resultados e nos elementos obtidos pelo integrador REBOUND, para o sistema de três corpos.	73
A.1	Fluxograma geral das simulações	82
B.1	Excentricidade das partículas após integração sem corpo perturbador. As partículas foram integradas pelo tempo equivalente a 50 períodos do NEO ₄ e após este tempo seus elementos keplerianos pouco variaram, permanecendo com e constante, haja vista a ausência de perturbação	84
B.2	Excentricidade das partículas após interação com NEO ₂ em abordagem hiperbólica, com velocidades variadas. As partículas foram integradas pelo tempo equivalente a 1 período do NEO ₄ e após este tempo notou-se que a velocidade com qual o corpo aborda a região orbital terrestre influencia nos seus efeitos perturbativos, visto que, com menor velocidade o objeto permanece mais tempo dentro da região orbital e interage mais com as partículas. No caso oposto, ele trafega rápido e seus efeitos perturbativos são menores	85
B.3	Simulação nas três regiões ocupadas. As partículas foram divididas em 3 gráficos para facilitar a visualização dos efeitos. A divisão é baseada no $e_{inicial}$, sendo e_1 equivalente ao intervalo $10^{-5} \leq e \leq 10^{-4}$, e_2 a $10^{-3} \leq e \leq 10^{-1}$ e e_3 a $0,2 \leq e \leq 0,4$	86
B.4	Distribuição orbital das partículas após integração sem corpo perturbador	87
B.5	Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta. Simulação nomeada de SG2	87
B.6	Distribuição dos fragmentos após interação.	88
B.7	Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta. Simulação nomeada de SG3.	88
B.8	Distribuição dos fragmentos após interação.	89
B.9	Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta. Simulação nomeada de SG4.	89
B.10	Distribuição dos fragmentos após interação.	90
B.11	Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta, com tempo correspondente a 1 período.	91
B.12	Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta, com tempo correspondente a 2 períodos.	92

Lista de Abreviações

Abreviação	Descrição
GEO	Órbita geoestacionária (Geostationary Orbit)
LEO	Órbita baixa da terra (Low Earth Orbit)
MEO	Órbita média da terra (Medium Earth Orbit)
MC	Cruzadores de Marte (Mars cruisers)
NEO	Objetos próximos à terra (Near-Earth Object)
UA	Unidade Astronômica
ESA	Agência Espacial Europeia

Lista de Símbolos

Símbolo	Descrição
ω	Argumento do periastro
Ω	Longitude do nó ascendente
π	Número pi
ρ	densidade
γ	Ponto Vernal
a	Semieixo maior
e	Excentricidade
$e_{inicial}$	Excentricidade inicial
e_1	$0,00001 \leq e \leq 0,0001$
e_2	$0,001 \leq e \leq 0,1$
e_3	$0,2 \leq e \leq 0,4$
e_4	$e \neq \{e_1, e_2, e_3\}$
E	Número de escapes do campo gravitacional da Terra
f ou θ	Anomalia verdadeira
inc	Inclinação
km	Quilômetro
kg	Quilograma
m	Massa
N	Número de colisões com o NEO
p	Pericentro
q	Periélio
Q	Afélio
r	Raio
s	Segundo
T	Número de colisões com a Terra

Capítulo 1

Introdução

*“A tarefa não é tanto ver aquilo
que ninguém viu, mas pensar o que
ninguém ainda pensou sobre aquilo
que todo mundo vê”*

– Arthur Schopenhauer

As pesquisas em Dinâmica Orbital são de grande relevância no contexto nacional de alcançar a máxima autonomia tecnológica na área espacial, como objetiva a Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) e outros programas desenvolvidos em andamento no Brasil. O tema Detritos Espaciais (DE) — lixo espacial — encontra-se atualmente inserido nas preocupações das agências espaciais em todo o mundo, por estar relacionado a problemas de natureza de risco nas atividades espaciais, ou seja, com a segurança no ambiente espacial terrestre.

As maiores preocupações da comunidade científica da área são: 1) as altas probabilidades de colisão destes objetos com veículos espaciais (espaçonaves, satélites, ônibus espaciais, sondas, estações espaciais, etc.); 2) o aumento das colisões entre os DE em órbitas baixas em torno da Terra; 3) a perspectiva do aumento das taxas de atividades espaciais nos próximos anos; 4) colisão de asteroides com o planeta Terra, com potencial de efeitos globais; e 5) a falta de modelos físico-matemáticos mais precisos, com características determinísticas, que respondam às necessidades tecnológicas e humanitárias das próximas décadas. Estes itens estão relacionados diretamente à segurança no ambiente espacial terrestre e, neste caso, necessita-se de um tratamento e/ou abordagem científica que permitam tomadas de decisão corretas, tecnológicas, viáveis, etc. para o seu controle (previsão de suas colisões, de seu crescimento estatístico, de sua fragmentação, etc.). Estudos foram realizados para órbitas baixas da Terra. Contudo, em outras altitudes (MEO e GEO) não ocorre o arrasto atmosférico e o problema da acumulação de DE se agrava a cada ano, sem esperança de solução.

Neste contexto, medidas de mitigação vêm sendo pensadas, como trazer os DE para altitudes mais baixas, nas quais eles serão capturados facilmente pelo arrasto atmosférico. Este cenário está posto no ambiente em torno da Terra e ele se completa com a inclusão da dinâmica de outros objetos que se aproximam do planeta, como os NEO – objetos que se aproximam da Terra e que passarão nas regiões LEO, MEO e GEO, interagindo gravitacionalmente com os DE. A interação dos NEO sobre os DE podem implicar em pequenas mudanças nas órbitas destes objetos, sendo capazes de modificar sua distribuição orbital inicial.

1.1 Detritos Espaciais

Os DE são oriundos das atividades espaciais humanas (*Human Debris* — detritos produzidos pelos homens) e das atividades naturais (*Natural Debris* — detritos produzidos pela natureza). Contudo, existem causas secundárias que também geram os DE: as explosões não induzidas de veículos espaciais, as colisões dos DE com os veículos espaciais e as colisões entre os DE. Estas atividades têm aumentado a população destes objetos em torno da Terra, mesmo com a taxa de decaimento e reentrada na atmosfera, devido à ação da força de arrasto atmosférico. Estudos numéricos mostram que em pelo menos duas faixas de altitudes (em torno de 900 e 1400 km) a proliferação de DE já tem um caráter autossustentável, isto é, ela avançará no futuro, mesmo sob ação da força de arrasto e na ausência de atividade de inserção de novos objetos nas órbitas correspondentes [Kessler 1991, Rossi et al. 1994, Rossi et al. 1997].

De acordo com os dados catalogados pelo sistema de segurança do espaço das agências espaciais (radares americanos e russos), estes objetos são: 1) maiores do que 5 a 10 cm em LEO; 2) maiores do que 0,3 a 1 m em GEO; e 3) e os milimétricos são detectados em painéis. Além disso, são cerca de 350.000 maiores do 1 cm e 500.000.000 maiores do que 1 mm, sendo a maioria deles em LEO. O gráfico da figura 1.1 exibe a distribuição de massa de todos os objetos nas órbitas da Terra, oficialmente catalogados pela Rede de Vigilância Espacial dos EUA ao longo dos anos, desde 1957 [NASA 2015].

1.1.1 Evolução de Detritos Espaciais

A população de DE no ambiente em torno da Terra distribui-se em objetos de diversos tamanhos, desde partículas submilimétricas até grandes objetos. Entretanto, uma caracterização completa da distribuição destes objetos por tamanho nas diversas camadas do ambiente espacial ainda necessita de abordagens mais definitivas. Uma das dificuldades enfrentadas pelos pesquisadores é a falta de dados experimentais e observacionais sobre a população de DE e sua distribuição, suficientes para

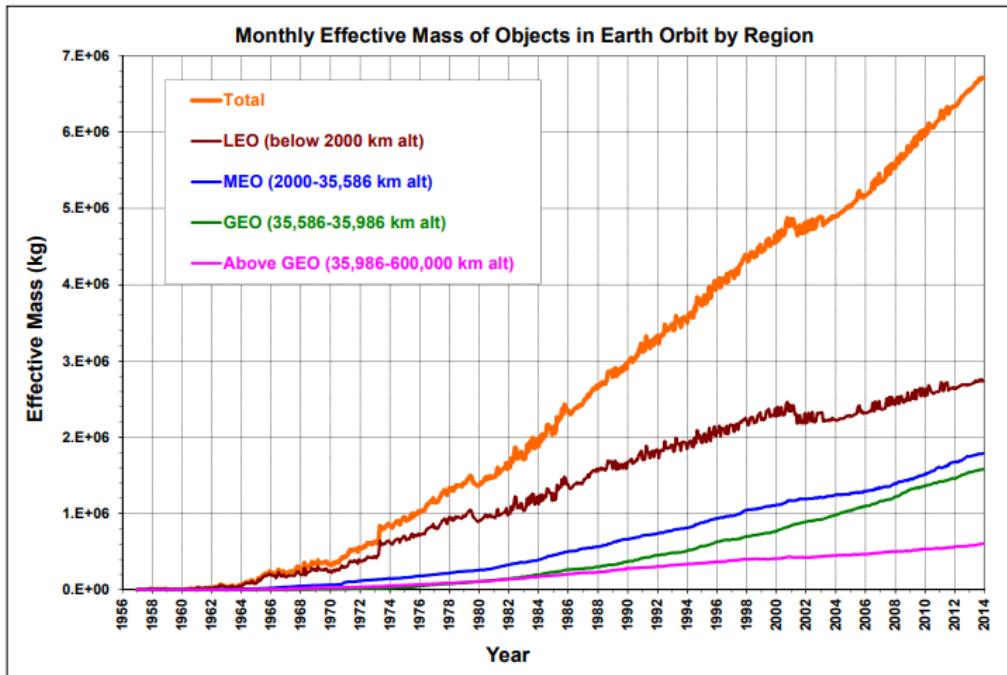


Figura 1.1: Distribuição de massa de DE em órbita
 Fonte [NASA 2015]

permitir um modelo com grande poder de previsibilidade da sua dinâmica, que entendemos ser estatística. Além disso, as colisões entre objetos com altas velocidades terminam por prejudicar qualquer estatística que leve em conta apenas efeitos lineares. Estes fatos parecem indicar que apenas modelos mais precisos que levem em consideração o processo de evolução colisional em detalhe, a partir de um número de parâmetros físicos mais gerais teriam potencial de trazer soluções mais realistas, fato que os torna desejáveis.

Um modelo físico-matemático de abordagem probabilística foi desenvolvido por Jesus para a dinâmica destas partículas através da distribuição estatística das suas posições, considerando o método da Soma Vetorial Aleatória e o da Caminhada Aleatória [Jesus 2007]. A abordagem determinística pode ser extraída do modelo estabelecido por [Jesus 2006] para as primeiras fases de simulação desta dinâmica. Estes modelos ainda necessitam ser simulados numericamente, levando em consideração dados reais das trajetórias e órbitas dos objetos espaciais envolvidos em missões espaciais. Além disso, uma investigação sobre a natureza exata da evolução do número destas partículas, devido às diversas fontes, também necessita ser realizada.

1.2 Objetos Próximos da Terra

Asteroides e cometas com órbitas com distância do periélio $q < 1,3$ UA são objetos que trafegam próximo ao ambiente orbital da Terra e são conhecidos como NEO.

Por um longo tempo, a comunidade científica tem questionado a origem destes objetos, se a maioria deles é originada do Cinturão Principal de Asteroides, uma coleção de asteroides presentes entre as órbitas de Marte e de Júpiter, ou se são cometas de diversas partes do nosso Sistema Solar. Com os recentes avanços do conhecimento sobre dinâmica em ressonâncias, é agora claro que a maioria destes objetos é originário do Cinturão Principal de Asteroides. Algumas regiões do Cinturão sofrem os efeitos perturbativos dos planetas próximos, principalmente dos planetas Júpiter e Saturno. Estes efeitos são capazes de modificar as excentricidades dos asteroides, e como consequência eles passam a cruzar as órbitas dos planetas.

O modo como às excentricidades se modificam, dentro da população do cinturão de asteroides para formar os NEO é devido a duas classes de ressonâncias: as ressonâncias “poderosas” e as ressonâncias difusas. As ressonâncias “poderosas” são combinações de dois tipos de ressonância: i) **a ressonância secular v_6** que ocorre quando a frequência de precessão da longitude do periélio de um asteroide é igual a precessão média da longitude do periélio de Saturno [Morbidelli et al. 2002]. O efeito desta ressonância é causar mudanças regulares, mas de grandes amplitudes nas excentricidades dos asteroides do Cinturão Principal. Altas excentricidades favorecem, então, o cruzamento das órbitas da Terra e de Vênus. Dentro da ressonância secular v_6 , o tempo para um objeto cruzar a Terra, partindo de uma órbita quase circular é de 0,5 milhões de anos. A vida média de um asteroide dentro da ressonância v_6 é de 2 milhões de anos [Gladman et al. 1997] e a probabilidade média de colisão com a Terra é de 2% [Morbidelli e Gladman 1998]; e ii) **as ressonâncias de movimento médio do tipo 3:1, 5:2 e 2:1 com Júpiter**. Estas ressonâncias acontecem quando o asteroide completa um número inteiro “n” de órbitas ao redor do Sol, enquanto Júpiter completa um número “m” inteiro períodos orbitais. Dizemos que a ressonância é do tipo n:m. As ressonâncias de movimento médio causam mudanças regulares e caóticas nas órbitas dos asteroides e também permitem a formação de cruzadores orbitais da Terra. Cada ressonância modifica o tempo de vida de um asteroide e o tempo que o asteroide passa ao redor da Terra.

As ressonâncias difusas é uma combinação de centenas de ressonâncias de movimento médio, pelo qual o Cinturão de Asteroides é também mergulhado. Algumas das mais importantes ressonâncias difusas no Cinturão Principal de Asteroides são: as ressonâncias de movimento médio de três corpos entre Júpiter, Saturno e o asteroide, a ressonância de movimento médio entre o asteroide e Marte e ressonâncias seculares de segunda ordem. De forma geral, estas superposições de ressonâncias causam um efeito caótico muito fraco nos asteroides e como consequência entregam asteroides para a região próxima a Terra em tempos de escalas de mais de 100 milhões de anos [Nesvorný e Morbidelli 1998].

Segundo o Centro de Estudos de Objetos Próximos à Terra da NASA, o CNEOS, mais de 90% dos objetos maiores que 1 km já foram descobertos e catalogados, o foco atual é detectar os objetos que são maiores que 140 metros. Conforme a figura 1.2, que ilustra a evolução do número de NEO descobertos nos últimos 38 anos, com um crescimento exponencial (faixa azul) a partir dos anos 2.000, uma consequência do avanço do conhecimento e da tecnologia aplicada para descobrir estes objetos, o número total de objetos descobertos é estimado em cerca de 18.099¹, sendo 8.144 objetos maiores que 140 metros (faixa laranja) e 889 objetos maiores que 1 km (faixa vermelha) [CNEOS 2018a].

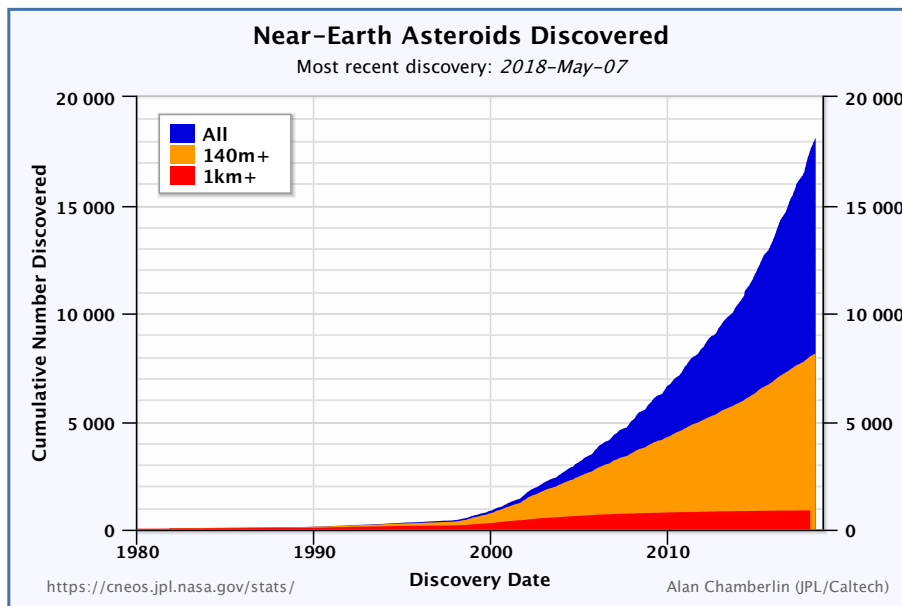


Figura 1.2: Distribuição de objetos descobertos em função do tempo
Fonte [CNEOS 2018a]

Ainda de acordo com o CNEOS, os NEO são classificados a partir de seus elementos orbitais, distância do periélio (q), distância do afélio (Q) e semieixo maior (a), sendo: Apolos ($a \geq 1,0$ UA e $q \leq 1,0167$), Atens ($a < 1,0$ UA e $Q \geq 0,983$) e Amors ($1,0167$ UA $< q \leq 1,3$ UA). Já conforme o seu local de formação, eles são considerados mais densos ou menos densos. Os objetos que se formaram dentro do Cinturão Principal de Asteroides são mais rochosos, visto que este ambiente foi quente no passado, permitindo a acreção de objetos com densidades maiores que $2,6$ g/cm³. Outros objetos, provenientes das fontes mais externas como o Cinturão de Kuiper, se formaram em regiões mais frias e possuem composição de gelo, com densidades menores que $2,6$ g/cm³. Portanto, os NEO apresentam uma diversidade de composição e densidade, formando tão próximo à Terra, um ambiente de importante valor científico que traz informações da parte interna e externa do Sistema

¹Este número está em constante mudança, haja vista à ocorrência de novas descobertas. O valor aqui expresso corresponde ao total de objetos descoberto até a data final de conclusão deste documento.

Solar.

1.3 O integrador REBOUND para o problema de N-corpos

A dinâmica do ambiente espacial terrestre, composta por DE e outros objetos que se aproximam do planeta, consiste no problema gravitacional de N-corpos. Na mecânica de Newton, o problema de dois corpos (sol – Terra, Terra – lua, por exemplo) tem solução analítica e corresponde a um sistema integrável. Em contrapartida, o problema de três (ou mais) corpos (sol – planeta – asteroide, asteroide – nuvem de detritos, planeta – nuvem de detritos – asteroide, por exemplo) não é tão trivial e por muito tempo as únicas soluções analíticas conhecidas eram as soluções de Euler e Lagrange, que apresentava particularidades deste problema e não abrangia todos os casos [Bhatnagar e Saha 1993]. Porém, muitos esforços foram empregados no sentido de generalizar estas soluções devido ao interesse de aplicá-las, inicialmente, ao movimento dos planetas do sistema solar. Desta forma, com uma contribuição significativa para a solução, Henry Poincaré descreveu o princípio da não integridade para problemas com N (número de corpos) igual ou superior a 3 [Bhatnagar e Saha 1993]. Posteriormente, após diversas discussões sobre a insolubilidade do problema, chegou-se a conclusão de que o problema de N-corpos possui solução, entretanto, é impossível resolvê-lo, apenas, por meio das 10 primeiras integrais algébricas (3 para o centro de massa, 3 para o momento linear, 3 para o momento angular e um para a energia). Desta forma, isso não significa que seja um problema insolúvel, apenas que um determinado método não consegue resolvê-lo [Diacu 1996].

Neste âmbito, o advento da computação e o avanço científico e tecnológico tem possibilitado a criação de integradores numéricos precisos para a solução de problemas desta natureza. Trata-se de soluções numéricas precisas. Sendo assim, o REBOUND é uma API (*Application Programming Interface*) que possibilita a simulação do problema gravitacional de N-corpos. Esta possui todas as características dos integradores usuais e consegue ser ainda mais preciso. [Rein e Liu 2012, Rein e Spiegel 2014, Rein e Tamayo 2015]. Sua primeira versão foi publicada por Rein e Liu com o objetivo de tratar a dinâmica colisional de anéis de partículas [Rein e Liu 2012].

O pacote de integração REBOUND é totalmente gratuito, código aberto, desenvolvido e criado dentro das especificações GPLv3 (*General Public License*). Atualmente está na versão 3.2.2 e é inteiramente implementado na linguagem C. A API é suportada apenas por plataformas Linux e seu código é paralelizado em ambas as arquiteturas, memória compartilhada e memória distribuída. Em arquiteturas multi-core a paralelização é possibilitada pelo uso da API OpenMP (*Open Multi Processing*), que é constituída por um conjunto de diretivas de compilador, rotinas e variáveis

de ambiente que influencia no tempo de execução. Já em arquiteturas de memória distribuída, a paralelização é garantida pelo uso do padrão de comunicação entre processos MPI (*Message Passing Interface*). Ademais, a API suporta paralelização híbrida, que consiste no uso de OpenMP e MPI simultaneamente [Rein e Liu 2012].

Concernente aos requisitos funcionais, o pacote possui os integradores clássicos, como o mapa simplético de Wisdom-Holman [Wisdom e Holman 1991], o integrador Leap-Frog [Saha e Tremaine 1992] e o integrador simplético SEI (*Symplectic Epicycle Integrator*) [Rein e Tremaine 2011]. Além destes, Rein, Spiegel e Tamayo publicaram trabalhos com duas versões melhores de integradores clássicos: o WHFAST e o IAS15 [Rein e Tamayo 2015, Rein e Spiegel 2014]. O WHFAST consiste em uma implementação mais precisa do mapa simplético de Wisdom-Holman para simulações gravitacionais de longo período. O IAS15 é um aprimoramento do integrador *Gauss-Radau*, uma implementação com passo adaptativo de integração e alta ordem, que atinge a precisão da máquina para integrações de bilhões de órbitas. Por se tratar de um integrador capaz de tratar com precisão os encontros próximos entre objetos, o IAS15 é o integrador mais indicado para a dinâmica do ambiente discutido nesta pesquisa: o sistema composto por Terra, NEO e DE.

1.3.1 Integração numérica

No REBOUND todos os corpos são tratados como partículas puntiformes. A aceleração gravitacional que uma partícula i sofre devido as N partículas é dada por,

$$\vec{a}_i = \sum_{j=1; j \neq i}^N \frac{Gm_j}{(r_{ij}^2 - d^2)^{\frac{3}{2}}} \vec{r}_{ij} \quad (1.1)$$

onde G é a constante gravitacional, m_j é a massa da partícula j e r_{ij} é a distância relativa entre as partículas j e i . O parâmetro d é o raio médio das partículas do sistema, sendo necessário para evitar a divergência da aceleração gravitacional nos eventos de colisão entre as partículas [Rein e Liu 2012]. As N partículas podem ser ativas ou não ativas gravitacionalmente. As partículas ativas são ditas massivas, ou seja, partículas que influenciam na aceleração gravitacional da partícula i . As não ativas gravitacionalmente são ditas partículas de teste. Estas têm massa desprezível e não influenciam a partícula i . As partículas ativas são controladas pela variável N_{active} . As demais, com índice acima do valor indicado em N_{active} são consideradas partículas de teste, que podem ainda ser tratadas pela variável *testparticle_type* que permite que elas interajam (*testparticle_type* = 1) com as partículas ativas, mas não interajam entre si.

No ambiente espacial terrestre, considera-se como partículas ativas a Terra e o NEO, enquanto que os DE são considerados partículas de teste. Isso por que eles não possuem massa suficiente para afetar o movimento dos dois corpos maiores. Vale

destacar que quanto maior for o número de partículas ativas, maior será o tempo de computação da simulação.

1.3.2 Integrador IAS15

O IAS15 é um integrador não simplético, de décima quinta ordem, nos moldes do integrador Everhart, que por sua vez é baseado nas quadraturas de *Gauss-Radau* [Everhart 1985] e que pode lidar com forças conservativas e forças não conservativas [Rein e Spiegel 2014]. A maioria dos integradores de longo período, que integram por bilhões de órbitas do tempo de escala do sistema solar, utiliza o formalismo hamiltoniano para os sistemas planetários. A vantagem de utilizar este formalismo é que podemos dividir a hamiltoniana em partes seculares, ressonantes e keplerianas e diminuir o tempo computacional selecionando as partes da hamiltoniana que são importantes. Outro ponto a destacar é que o IAS15 possui um passo adaptativo de integração, ou seja, há uma função que varia o passo de integração a fim de preservar ou otimizar a precisão da integração. Entretanto, os encontros próximos entre as partículas são detectados corretamente resultando em um passo de integração menor para cada encontro.

Em suma, o IAS15 é uma versão aperfeiçoada do integrador Everhart, com a inserção do controle do tamanho do passo de integração e um melhoramento na precisão. Sua implementação segue os seguintes passos [Rein e Spiegel 2014]:

1. A aceleração do sistema dinâmico é representada por uma função F que depende da posição y , da velocidade y' e do tempo t . Esta função pode ser expandida em uma série truncada, ou seja,

$$y''[t] = F(y', y, t) = y''_0 + a_0 t + a_1 t^2 + \dots + a_6 t^7 \quad (1.2)$$

2. Expandindo a aceleração em termos das quadraturas de *Gauss-Radau*, definindo o conjunto² $h_n = (0.0562, 0.1802, 0.3526, 0.5471, 0.7342, 0.8853, 0.9775)$, $h = \frac{t}{dt}$, onde dt é o passo do tempo de integração, e os coeficientes g_k com unidades de aceleração, temos

$$y''[h] = y''_0 + g_1 h + g_2 h(h - h_1) + g_3 h(h - h_1)(h - h_2) + \dots + g_8 h(h - h_1) \dots (h - h_7) \quad (1.3)$$

3. O conjunto h_i são os sub-passos de integração e a vantagem de usá-los é que podemos obter as acelerações g_k a cada sub-passo. Por exemplo, para $h = h_1$

²A obtenção e definição destes valores estão expressas em [Everhart 1985]. No integrador original são implementados os 4 dígitos mais significativos, como expresso aqui. Entretanto, o IAS15 implementa estas constantes com 16 casas decimais, a fim de obter uma maior precisão [Rein e Spiegel 2014].

o coeficiente $g_1 = \frac{y[h_1]-y[h_0]}{h_1}$ e assim sucessivamente. Estimado g_k em cada sub-passo do espaço *Gauss-Radau* podemos convertê-los nos coeficientes $b_k = a_k \cdot dt^{k+1}$ que dependem da força em todos os sub-passos. E assim, podem-se calcular as posições e as velocidades que podem ser escritas em função dos coeficientes b_k , sendo que, inicialmente estas posições e as velocidades são desconhecidas. Para tanto, a implementação do IAS15 é feita com o método preditor-corretor. Assim, na primeira interação as partículas se movem com aceleração nula, e nas próximas interações a força do sistema é usada para estimar as posições e velocidades mais precisas.

A convergência do método preditor-corretor do IAS15 é calculada baseada na comparação do último coeficiente b_k da série com a aceleração total. Quando a convergência é obtida, ela é traduzida com a insignificância do maior valor de b_k em relação à aceleração total y'' . Assim, a grande inovação do IAS15, em relação ao *Gauss-Radau*, está na escolha automática do passo de integração. O passo é controlado de forma a manter a suavidade da aceleração dentro daquele passo de integração. Toda análise é feita comparando o último e maior coeficiente b_k dentre todas as partículas, com toda máxima aceleração dentre todas as partículas. Com esta comparação, a escolha do passo de integração é controlada por um parâmetro sem dimensão ($\epsilon \ll 1$), chamado no REBOUND de parâmetro de precisão do IAS15. O valor padrão deste parâmetro é 10^{-9} e garante uma precisão na ordem de 10^{-18} [Rein e Spiegel 2014]. Além da precisão dos resultados, este parâmetro também está relacionado com o tempo de computação exigido na simulação.

1.4 Objetivos

Objetivo geral desta pesquisa é estudar a influência dos NEO na evolução dos detritos espaciais em torno da Terra. Especificamente, a proposta é:

- Estudar o modelo de distribuição de detritos espaciais proposto por Jesus, em abordagem probabilística [Jesus 2006, Jesus 2007]. De forma geral, o modelo trata do deslocamento total médio (mais provável) de um detrito em função do número dos raios vetores. Para este, o vetor deslocamento total é obtido por meio da soma vetorial de cada vetor deslocamento intermediário entre os raios vetores, medidos a cada intervalo de tempo. O cálculo deste vetor deslocamento leva em consideração o a (semieixo maior), a e (excentricidade) e a f (anomalia verdadeira). Para tanto, a e e são escritos em função de valores iniciais pre-estabelecidos. Sendo assim, a distribuição de a e e para um conjunto de detritos será analisada.
- Estudar a evolução orbital dos detritos espaciais na presença dos mais massivos e maiores asteroides da população dos NEO;
- Utilizar uma distribuição de detritos espaciais composta por NEO e pequenos fragmentos deles e verificar como ocorre a evolução orbital desta população;

- Simular uma quebra de um asteroide com camadas de gelo e verificar a evolução orbital dos seus fragmentos ao redor da Terra.

1.5 Justificativa

A população de DE no ambiente espacial terrestre já é autossustentável, o que tem despertado a preocupação da comunidade científica. Estes objetos constituem-se em um risco eminente às atividades espaciais, devido às colisões com os veículos espaciais que aumentam a cada lançamento. Além disso, o problema da reentrada destes objetos na atmosfera terrestre é considerado um problema de segurança espacial internacional e, portanto, de risco efetivo para regiões habitadas e/ou em regiões industriais que utilizam inflamáveis em larga escala. Neste sentido, este estudo se justifica pela necessidade de se obter informações essenciais e mais precisas sobre a segurança no ambiente das missões espaciais, assim como também sobre a evolução orbital dos NEO, que tendem a passar próximo às regiões operacionais espaciais terrestres e perturbar os DE, modificando suas órbitas.

1.6 Motivação e Relevância

As missões espaciais constituem-se em um dos principais motores da inovação tecnológica. Elas têm favorecido no avanço da ciência e da tecnologia que utilizamos nas práticas da vida diária (aparelhos celulares, transmissão via satélite, GPS, fornos de micro-ondas, relógios digitais, etc). Assim, constituem-se em uma atividade indispensável para a vida moderna na Terra. Contudo, estas missões podem ser inviabilizadas num futuro próximo, devido ao crescente acúmulo de lixo no espaço, proveniente dos lançamentos. As colisões ocasionadas pelos detritos na velocidade orbital podem ser altamente danosas ao funcionamento de satélites em operação, pondo também em risco astronautas em atividades extraveiculares; além disso, essas colisões promovem também um acúmulo maior de lixo, já que implicam em novos detritos. No ambiente espacial, estes detritos podem ainda interagir com outros corpos maiores que se aproximam da Terra, como os NEO e, devido às perturbações gravitacionais que eles podem produzir, os detritos podem ser inseridos nas órbitas dos satélites artificiais, que foram consideradas seguras durante o planejamento da missão. Além disso, os detritos podem ocupar posições que comprometem as “janelas espaciais”, regiões apropriadas para lançamentos seguros da Terra. Sendo assim, o entendimento da dinâmica entre estes corpos e a evolução dos detritos espaciais em torno do nosso planeta constitui-se em um tema atual e relevante, haja vista, a necessidade de informações detalhadas sobre o ambiente espacial terrestre, que são indispensáveis para a realização das missões espaciais.

1.7 Organização do Trabalho

No capítulo 2, apresentamos os trabalhos relacionados aos temas DE e NEO. Na sequência, o capítulo 3 traz a metodologia utilizada no desenvolvimento desta pesquisa. O capítulo 4, por sua vez, apresenta e discute os resultados obtidos com as análises e os experimentos realizados. Por fim, no capítulo 5 discutimos as conclusões obtidas neste trabalho e apresentamos as propostas de atividades futuras.

Capítulo 2

Trabalhos relacionados

“Saber como as coisas funcionam é a base para a apreciação e é, portanto, uma fonte de deleite civilizado.”

– William Safire

Desde os tempos antigos, o homem busca compreender o universo a partir da observação dos corpos celestes. Esta compreensão, de antemão, possibilitou o desenvolvimento da agricultura e da sua capacidade de sobrevivência. Entretanto, as maiores contribuições para o desenvolvimento da astronomia como ciência e a definição do sistema solar se deu a partir dos trabalhos dos estudiosos: Nicolau Copérnico (1473-1543) que propôs um modelo heliocêntrico do universo; Galileu Galilei (1564-1642) que melhorou o telescópio refrator e com ele fez observações e descrições de corpos celestes que apoiaram o modelo heliocêntrico de Copérnico; Johannes Kepler (1571-1630) que desenvolveu as leis do movimento planetário; e Isaac Newton (1646-1727) que apoiado nas leis de Kepler, formulou a lei da gravidade universal e desenvolveu as três leis de Newton, as quais fundamentaram a mecânica clássica.

Assim, o sistema solar e sua evolução dinâmica foram e continuam sendo um assunto de grande importância para a ciência astronômica. Pode-se dizer que o anseio por sua compreensão possibilitou o desenvolvimento e a experimentação das leis universais da física, bem como o desenvolvimento das ciências modernas. Neste âmbito, entender a formação, a evolução e as interações gravitacionais dos corpos celestes foram e continuam sendo um assunto de grande pertinência, haja vista seu estado constante de evolução. Esta compreensão do fenômeno gravitacional universal possibilitou ao homem lançar objetos artificiais para orbitar o espaço e com isso proporcionar um avanço imensurável na ciência e na tecnologia atuais.

Neste contexto, este Capítulo é dedicado ao levantamento bibliográfico de trabalhos científicos que abordam os corpos celestes, em particular os asteroides e outros

objetos espaciais que orbitam as regiões terrestres, neste caso os detritos espaciais, ambos temas de interesse nesta pesquisa.

2.1 Asteroides e NEO

Asteroides são pequenos corpos rochosos que possuem órbitas modestamente ex-cêntricas e inclinadas, principalmente entre as órbitas de Marte e Júpiter, região denominada por Cinturão Principal de Asteroides [Chapman et al. 1978]. O interesse da comunidade científica em estudar estes corpos advém das oportunidades e dos riscos que eles representam para a humanidade. O primeiro, por que constituem, junto com os cometas, a única população conhecida de planetesimais desde os primórdios do sistema solar [Chapman et al. 1978] que podem fornecer informações importantes sobre a gênese deste sistema, como também sobre a origem da vida [Zuiani et al. 2012]. O segundo, por que eles podem representar uma ameaça potencial para o planeta. Asteroides com distância mínima de interseção da órbita terrestre igual ou inferior a 0,05 UA e com tamanho suficiente para passar pela atmosfera terrestre e causar danos em grande escala são caracterizados como PHAs (*Potentially Hazardous Asteroids*) [Cellino et al. 2002, Sanchez et al. 2013]. Conforme dados da NASA, atualmente, há uma estimativa de 1900¹ PHAs catalogados.

No estudo realizado sobre a origem destes corpos, [Alfvén 1964], a partir da observação de suas propriedades, propôs que ambos, asteroides e planetas, passaram pelo mesmo processo de formação e, por isso, possuem períodos de rotação de mesma ordem. [Wetherill 1992], também na abordagem do modelo de formação dos asteroides, sugeriu que o planeta Júpiter impediu a formação de embriões planetários no Cinturão de asteroides e que deste modo, os limitou também ao seu tamanho atual. Ainda de acordo com o autor, os efeitos de formação do planeta também os acelerou, de forma que suas velocidades relativas atuais ultrapassam as alcançáveis pelas perturbações gravitacionais, ocasionando choques colisionais entre os corpos e, conseqüentemente, ocorrem as fragmentações. [Marzari et al. 1995], a partir de modelos numéricos estuda a evolução destas fragmentações, que dão origem às famílias de asteroides e evidenciaram que as colisões subsequentes modificaram os tamanhos e as órbitas dos membros das famílias, de forma a implicar também na distribuição dos corpos asteroidais. Parte destas discussões consta também em [Dohnanyi 1971], que já havia defendido que a distribuição dos asteroides está em constante mudança .

[Morbidelli 1999] e [Morbidelli et al. 2002], descrevendo a origem e a evolução dos asteroides que passam próximo à órbita da Terra, afirmaram que a região do Cinturão Principal é estruturada por ressonâncias, que implica na migração dos asteroides, que passam a cruzar a órbita dos planetas terrestres, dando origem aos

¹Estatística obtida pelo CNEOS/Nasa [CNEOS 2018a] até o momento de conclusão deste documento. Ressalta-se que este valor está em constante mudança, haja vista a descoberta e a caracterização de novos objetos.

NEA (*Near-Earth Asteroids*). A primeira indicação de que as ressonâncias podem forçar corpos a mudar de trajetória e cruzar as órbitas dos planetas surgiu de um trabalho de doutorado de J.G. Williams, sendo [Wetherill 1979] a publicação pioneira sobre o tema. Em sua publicação, o autor mostra que corpos próximos à ressonância “poderosa” v_6 tem oscilações de excentricidade secular com amplitude superior a 0,25 e, portanto, podem percorrer periodicamente órbitas de Marte. Posteriores a este trabalho há vários outros na literatura que sugerem, tanto analítica quanto numericamente, o papel das ressonâncias nas variações das excentricidades dos asteroides e na aproximação destes corpos ressonantes dos planetas terrestres [Torbett e Smoluchowski 1982, Yoshikawa 1990, Lecar e Franklin 1997, Farinella et al. 1993, Froeschle e Morbidelli 1994].

De acordo com [Morbidelli et al. 2002] e [Sanchez et al. 2013], os NEA pertencem ao grupo dos NEO. [Michel et al. 2000] menciona que a população de NEO é composta por pequenos corpos cuja órbita atravessa ou se aproxima da órbita da Terra. Em [Shoemaker et al. 1979] estes objetos são classificados em 3 grupos de acordo com seus elementos orbitais, sendo Apollo, Amor e Atens. Os asteroides de Apollo e Atens evoluem em órbitas que cruzam com a órbita da Terra ($q < 1,017\text{AU}$), enquanto os asteroides de Amor são apenas cruzadores de Marte (MC), que embora também podem se aproximar da Terra ($1,017 < q < 1,3 \text{ AU}$). No estudo da evolução dos MCs, [Michel et al. 2000] relata que esta população de asteroides não se limita a Amor e seu número é muito maior que o número de NEO. Desta forma, o autor constata que os MC podem sustentar metade da população de NEO, e também confirma, por análise espectral, a viabilidade do cenário, segundo a qual a população de MC é sustentada por asteroides que escapam do cinturão principal. Por todos estes fatores, [Michel et al. 2000] conclue que os corpos fragmentados do cinturão principal que são injetados nas ressonâncias, bem como os transmissores provenientes de Marte, que também são oriundos do Cinturão Principal através de ressonâncias de alta ordem, são fontes de NEO. Estes fatos permitem concluir que [Shoemaker et al. 1979] não estava errado ao inferir que, provavelmente, a população de NEO é alimentada por fontes distintas, além do cinturão principal.

2.1.1 Dinâmica dos asteroides

Com foco nos problemas voltados a dinâmica dos corpos celestes, apresentamos alguns estudos presentes na literatura que tratam de analisar as interações gravitacionais entre os asteroides e outros corpos do sistema solar.

Em 1971, [Greenstadt 1971] apresenta um estudo que retrata a interação entre asteroides e o vento solar. Posteriormente, [Herbert 1993] e [Wang e Kivelson 1996] apresentam estudos similares. Em seu estudo, [Greenstadt 1971] examina até que ponto as medições magnéticas em ELF (*Extremely low-frequency*) e DC (*direct current*), até algumas centenas de Hz no vento solar, podem ser afetadas pela presença de um asteroide [Greenstadt 1971]. Enquanto que [Herbert 1993] afirma que os

asteroides são pequenos corpos eletricamente condutores imersos no vento solar. Segundo o mesmo, os asteroides são quase sem carga e suas interações se assemelham à da Lua, que absorve o plasma do vento solar e forma uma cavidade de plasma diamagnética atrás de si. Já [Wang e Kivelson 1996] realizam estudos analíticos e numéricos sobre a interação do vento solar com um asteroide. Conforme estes autores, o estudo analítico e as simulações numéricas mostram que as ondas de choque magneto-hidrodinâmicas estão ausentes na interação do vento solar com o objeto pequeno. As simulações numéricas também mostram que a interação do vento solar com um pequeno campo dipolo forma uma estrutura de campo magnético semelhante à observada durante o encontro com o asteroide Gaspar.

[Heppenheimer 1980] examina um modelo simples para o sistema solar primário e apresenta uma teoria sobre as ressonâncias seculares dentro do modelo de sistema composto por Júpiter, Saturno, a nebulosa solar, o Sol e um corpo de teste, que representa um asteroide ou um planeta. Por meio do modelo, o autor explica a excentricidade de Marte e a elevação da excentricidade asteroidal. Mais recentemente e com métodos mais atuais, [Jackson e Zook 1992], por meio do integrador numérico Everhart, efetua simulações com 105 partículas de poeira oriundas de 35 corpos celestes, sendo 15 asteroides do cinturão principal e 20 cometas distintos. Os autores constataam que as partículas asteroidais apresentam excentricidade orbital diferente das partículas cometárias, o que possibilita sua distinção.

[Nesvorný e Morbidelli 1998] discutem a existência e as propriedades de um novo tipo de ressonância de movimento médio povoada por um grande número de asteroides. Esta ressonância seria denominada ressonância de três corpos, por que seu ângulo seria definido como uma combinação linear das longitudes médias dos asteroides, de Júpiter e Saturno. Os autores estudam este sistema e demonstram que as ressonâncias de movimento médio de três corpos são muito mais densas no cinturão de asteroides do que as ressonâncias de movimento médio comum de Júpiter. Isso por que três frequências envolvidas, ao invés de duas, possibilitam um maior número de combinações. [Namouni 1999], intentando investigar mais a fundo estas interações entre três corpos, propõe um estudo sobre sua dinâmica, onde dois corpos estariam próximos do movimento médio 1:1, podendo experimentar encontros próximos. Desta investigação, o autor denota que grandes excentricidades e inclinações mudam a imagem clássica da dinâmica co-orbital em termos de órbitas e de sua evolução secular .

Ainda com foco voltado ao entendimento da dinâmica dos asteroides, [Scheeres et al. 2000] analisa as interações gravitacionais mútuas entre asteroide-planeta e asteroide-asteroide e demonstra que estas interações podem desempenhar um papel importante na formação do estado de rotação de um asteroide. O autor observa que diversas interações pequenas fazem com que o asteroide gire a um ritmo mais rápido, mas que uma única e forte interação pode mudar fundamentalmente o estado de rotação deste corpo, fazendo com que ele caia e aumente ou diminua significativamente o seu momento angular global. Partindo desde princípio, Scheeres apresenta um estudo com simulações numéricas e descrições analíticas dos efeitos

destas interações.

2.2 Detritos espaciais

A era espacial foi iniciada euforicamente em outubro de 1957, com o lançamento do satélite russo Sputnik I. E desde então, na nossa vida diária, utilizamos diversos produtos e serviços oriundos da pesquisa espacial, que em alguns casos, tornou-se indispensável para a vida moderna. O revés da questão é que as atividades espaciais criaram um ambiente hostil no espaço, que coloca em risco de impacto, os sistemas espaciais existentes e, conseqüentemente, as missões espaciais.

De acordo com ESA, são mais de 50 anos de atividades espaciais, mais de 5.200 lançamentos que colocaram cerca 7.500 satélites em órbita, dos quais, 4.300 permanecem no espaço e apenas uma pequena fração, cerca de 1.200, ainda está em operação hoje [ESA 2017]. Os demais, que orbitam o espaço sem possuir nenhum tipo de utilidade são configurados como detritos. Segundo a NASA, detritos são partículas naturais (meteoroides) e objetos artificiais (objetos não funcionais como partes e fragmentos de espaçonaves, satélites com tempo de vida esgotado, estágios de foguetes, explosões induzidas de veículos, vazamentos de combustível, etc.). Os meteoroides orbitam o sol, enquanto que os objetos artificiais orbitam a Terra e são divididos, basicamente, nas três principais regiões orbitais, LEO, MEO e GEO, onde a maior parte encontra-se na região LEO [Radtke et al. 2017, Sampaio et al. 2014, Liou e Weaver 2005].

Os objetos que orbitam a Terra podem ser tão minúsculos como pequenas películas de tinta que saíram da nave espacial, como grandes, a exemplo de satélites inteiros que não se encontram mais em operação. Conforme a ESA, mais de 23.000 objetos que orbitam a Terra são regularmente monitorados pela Rede de Vigilância Espacial dos Estados Unidos e mantidos em seu catálogo, que abrange os objetos maiores do que cerca de 5 a 10 cm em LEO e 30 cm a 1 m em GEO. Esta grande quantidade de detritos tem uma massa total de mais de 7.500 toneladas [ESA 2017] e representa uma enorme preocupação para os satélites e naves ativas, além de poder impactarem em futuras expedições espaciais, isso porque, impactos em altas velocidades com detritos tão pequenos quanto 1 cm pode ocasionar efeitos devastadores [Liedahl et al. 2013]. Um estudo estatístico completo sobre manobras evasivas frente a colisões com detritos espaciais em LEO foi realizado por Jesus [Jesus et al. 2012]. O estudo mostra a distribuição estatística dos tamanhos dos detritos colisionais em função de parâmetros tecnológicos do sistema de propulsor que implementa as manobras evasivas. Outra questão é que as colisões em órbita produzem mais detritos, que aumentam o risco de colisões subsequente, levando a um processo de criação de detritos em potencial autossustentável, conhecida como síndrome de Kessler [Liedahl et al. 2013, Kessler 1991, Rossi et al. 1997, Rossi et al. 1994]. A síndrome de Kessler prevê que o número de detritos crescerá exponencialmente com o tempo, mesmo que não ocorra nenhum novo lançamento [Kessler et al. 2010]. LEO é a região mais crítica neste quesito, afirmam Liou e Johnson ao concluírem que a região

baixa da Terra atingiu o ponto em que o ambiente é instável e as colisões se tornaram mecanismo gerador de novos detritos [Liou e Johnson 2006].

Neste sentido, várias medidas vêm sendo propostas para minimizar ou até mesmo solucionar a ameaça presente pelos detritos espaciais. Desde meados de 1988 os Estados Unidos da América, através da a NASA, vem adotando uma política para minimizar a criação de novos detritos, assim como também evitar a colisão com os já existentes no espaço. As agências espaciais russa, japonesa e europeia também estão engajadas nestas metas [Nasa 2010]. Com estes objetivos, há também na literatura várias propostas, a exemplo da eliminação dos objetos espaciais após as missões, a remoção ativa dos objetos e a recuperação de satélites, a passivação dos estágios de foguete e as manobras em órbita cemitério para satélites geoestacionários. A passivação consiste em envolver o corpo de metal do foguete com uma superfície que lhe assegure resistência à corrosão, evitando assim vazamentos de combustíveis e possíveis explosões. Algumas destas medidas são abordadas em [Nishida et al. 2009, Liedahl et al. 2013, DeLuca et al. 2013]. Entretanto, nosso foco aqui são os estudos voltados à dinâmica dos DE com respeito à sua interação com os NEO.

2.2.1 Dinâmica dos detritos espaciais

Boa parte dos estudos encontrados na literatura sobre a dinâmica dos detritos advém da região GEO. Segundo [Valk et al. 2009b, Valk et al. 2009a], os objetos que trafegam esta região possuem uma dinâmica complexa, submetidos a influências gravitacionais do sol, da lua e de algumas ressonâncias. Outro ponto mencionado é a relação massa-altitude, que está intimamente ligada a excentricidade da órbita destes objetos. É o que mostra [Liou e Weaver 2005], que realizaram um estudo para explicar o surgimento dos objetos altamente excêntricos, descobertos pelo telescópio da ESA. Neste estudo, os autores constatam que os objetos com grandes massas em altitudes elevadas passam por uma significativa variação anual de excentricidade, sendo ocasionada pela pressão de radiação solar.

Ainda com foco nos objetos geossíncronos, sob os efeitos da pressão de radiação solar e que apresentam uma relação de valores elevados para massa e altitude, [Valk e Lemaître 2008, Valk et al. 2009a, Valk et al. 2009b] investigaram as perturbações dos detritos influenciados pela radiação solar direta, incluindo os efeitos de sombra da Terra, as interações luni-solar, e os efeitos a longo prazo das ressonâncias 1:1. Com as análises, [Valk et al. 2009b] ressalta que os objetos que orbitam a região GEO apresentam uma dinâmica muito específica induzida principalmente pelos efeitos de acoplamento das perturbações luni-solar e a ablação da Terra, bem como pela ressonância 1:1. Em uma outra publicação, [Valk et al. 2009a] ratificam estas afirmações, ao inferir que os objetos geossíncronos possuem uma dinâmica complexa, com órbitas caóticas e estáveis, além de estarem submetidos as ressonâncias secundárias. Em um estudo mais recente, [Celletti e Gales 2014] também analisam o comportamento caótico e regular destes objetos, sob as ressonâncias 1:1 e

2:1. Os resultados são comparados e validados com outro modelo que inclui atração gravitacional do sol e da lua, além da pressão de radiação solar.

Dentre as três principais regiões orbitais terrestres, LEO é a mais instável por apresentar a maior massa de detritos, consistindo de um grande número de partículas submilimétricas [Radtke et al. 2017]. Ainda segundo [Liedahl et al. 2013], mais de 90% de todos os objetos que orbitam a região baixa da Terra representam detritos, sendo que uma grande parte (número superior a 150.000 objetos) é muito pequena para ser monitorado, o que aumenta ainda mais os riscos de colisão. E por estes motivos, LEO teve vários estudos voltados aos métodos de mitigação, corrobora [Sampaio et al. 2014] em seu estudo sobre a dinâmica ressonante desta região.

De acordo com [Sampaio et al. 2014], no espaço entre a lua e a Terra há vários satélites artificiais e outros objetos distintos em alguma ressonância, sendo que os objetos síncronos em órbitas circulares ou elípticas têm sido amplamente estudados na literatura, devido ao estudo de órbitas ressonantes que caracterizam sua dinâmica. Nestes estudos, os ângulos ressonantes associados à ressonância exata são considerados, com o objetivo de descrever a ressonância definida pela compatibilidade entre o movimento médio do objeto e a velocidade angular de rotação da Terra. Entretanto, algumas variações nos movimentos orbitais destes objetos não são descritas. Neste contexto, os autores realizam um estudo intentando definir ângulos e períodos ressonantes associados aos movimentos reais dos detritos espaciais síncronos da região LEO. Seus resultados mostram que alguns objetos em torno das ressonâncias exatas 1:1, 2:1 e 14:1 permanecem em ressonância por um longo período de tempo, ou seja,

“[...] os movimentos orbitais serão influenciados por ângulos ressonantes por vários anos e possíveis movimentos irregulares podem ser confinados em uma região delimitada por ângulos ressonantes com maiores períodos de ressonância [...]” [Sampaio et al. 2014]

Embora não tão povoada como a região LEO, a região MEO abriga um grande montante de detritos espaciais. [Rossi 2008] afirma que a maior preocupação em relação a esta região advém do fato de ser o lar das constelações de navegação GALILEO, GPS II e GLONASS. O autor ainda afirma que os detritos desta região viajam a uma velocidade inferior aos objetos que trafegam em LEO, mas uma colisão ocasionada por uma partícula da região média da Terra (em sua velocidade típica e com 1 cm de diâmetro) é capaz de causar danos graves a uma nave espacial.

Segundo [Rossi 2008], como medida adotada para evitar o surgimento de novos detritos nas regiões operacionais, os satélites devem ser movidos para uma região de disposição no final da vida útil. Entretanto, estudos recentes mostram uma instabilidade nas órbitas de disposição de alguns satélites, mostrando um aumento na excentricidade que poderia levá-los a cruzamentos perigosos com órbitas operacionais. Neste contexto, o autor faz um estudo sobre a dinâmica das constelações de satélites, a fim de analisar esta instabilidade na excentricidade e mostra que a variação está ligada às ressonâncias luni-solar, que acabam afetando as constelações

de satélites. Este fato, de que objetos podem ter suas excentricidades elevadas devido às perturbações luni-solar já havia sido reportado por [Liou e Weaver 2005], no estudo sobre a dinâmica de objetos geossíncronos.

Capítulo 3

Metodologia

*“A teoria também se converte em
graça material uma vez que se
apossa dos homens.”*

– Karl Marx

O aparato teórico que permite a interpretação dos efeitos dinâmicos contidos na influência dos NEO na evolução orbital dos DE inclui um estudo físico-matemático do problema gravitacional de N-corpos e os efeitos dinâmicos das ressonâncias de movimento médio, ressonâncias seculares e a dinâmica secular de N-corpos.

O foco desta proposta era trabalhar com até a 10 mil corpos. Dentro do problema de N-corpos, não é possível obter solução geral, ou seja, uma expressão em termos de funções conhecidas, que contenham todas as soluções para as diversas condições iniciais existentes. Portanto, estudamos por meio de integração numérica. Para realizar as simulações deste trabalho utilizamos o integrador IAS15 do pacote de integração REBOUND [Rein e Liu 2012, Rein e Tamayo 2015, Rein e Spiegel 2014].

Conhecida a dinâmica do problema a ser tratado e definidas as ferramentas a serem utilizadas, os passos seguintes consistiram em adaptar e produzir códigos para simulação numérica no REBOUND para o sistema de estudo contendo a Terra, DE e NEO (figura 3.1). Os códigos foram produzidos com o propósito de simular diferentes distribuições de massas dos NEO, com a geração de dados diferenciados a cada integração, além do tratamento destes dados gerados (vide apêndice A.1). A grande quantidade de dados obtidos foram estudados com o desenvolvimento de algoritmos capazes de ler as planilhas geradas, organizá-las e gerar objetos que facilitasse seu entendimento e interpretação, a exemplo de gráficos e tabelas sumarizadas. Desta forma, foi possível identificar: i) as maiores influências perturbativas que determinadas distribuições de massas dos NEO podem apresentar nos detritos espaciais; bem como ii) os parâmetros que causaram modificações máximas no disco de DE. Por último, utilizando estas simulações a longo prazo, estudamos a evolução populacional

dos DE, contabilizando suas colisões com o NEO e com a Terra, o escape do campo gravitacional da Terra e sua redistribuição em torno do planeta.

Desta forma, podemos resumir os passos seguidos na realização desta investigação:

1. Estudamos e adaptamos problemas de N-corpos com pacote de integração REBOUND;
2. Obtemos os primeiros experimentos numéricos realizados com o integrador IAS15 implementado no REBOUND;
3. Simulamos numericamente o sistema contendo a Terra, disco de DE e NEO com o pacote de integração do REBOUND, e o integrador IAS15, variando a massa e o tamanho dos NEO, na interação/perturbação com um disco de DE, com massas, velocidades e ângulos diferentes, e sua evolução em curto e longo prazos.
4. Testamos o modelo Jesus para a distribuição de DE sujeitos à força gravitacional terrestre, numa dinâmica relativa colisional com um objeto espacial [Jesus 2006, Jesus 2007];

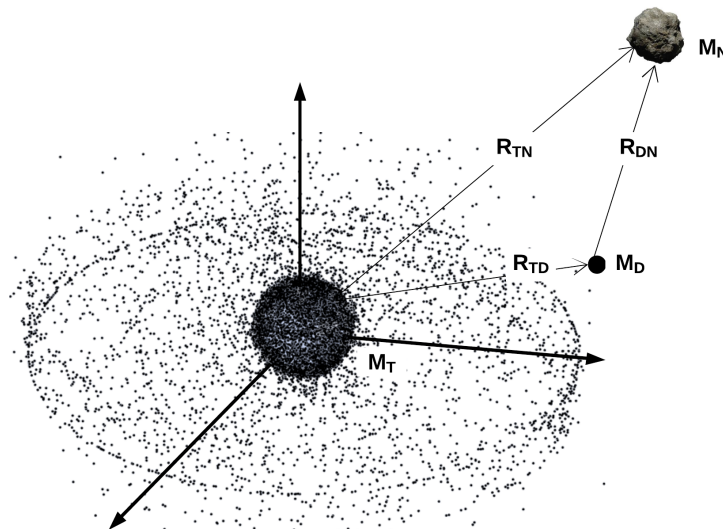


Figura 3.1: Sistema composto por Terra (M_T), NEO (M_N) e disco de detrito, sendo M_D um detrito qualquer deste disco. R_{TN} , R_{TD} , R_{DN} correspondem, respectivamente, a distância entre Terra e NEO; Terra e detrito; e detrito e NEO. Adaptado de [EarthObservatory 2009]

Na codificação das simulações foi utilizada a linguagem de programação C. Entretanto, para a leitura dos dados gerados nas simulações foi codificado *scripts* na linguagem Python. A primeira por ser utilizada na implementação do pacote de integração REBOUND e a segunda por possuir diversas bibliotecas de visualização de dados bem documentada.

3.1 Definição e configuração de parâmetros

3.1.1 Sistema Terra, NEO e disco de detritos

Inicialmente foram idealizadas somente simulações com objetos reais, passando a quilômetros de distância das regiões orbitais terrestre. O objetivo era um fenômeno o mais realista possível. Entretanto, verificamos que quanto mais distante da Terra está o corpo, maior é o tempo de simulação, já que um período orbital deste tipo de objeto demanda muito tempo para se concretizar, inviabilizando resultados no tempo hábil para pesquisa.

Sendo assim, dividimos as simulações em duas modalidades, sendo **caso teórico** e **caso prático**. No primeiro trabalhamos com objetos hipotéticos, enquanto no que segundo com objetos reais. Nas simulações do sistema, foram utilizados os objetos com órbitas elípticas e/ou hiperbólicas. Para o caso teórico foram definidos 4 objetos fictícios distintos, com diâmetros equivalentes a 1 km, 10 km, 100 km e 1000 km, cada.

As excentricidades (e) dos objetos foram obtidas a partir do pericentro (p), enquanto que as massas (m) foram estimadas por meio da densidade (ρ). Como os corpos no REBOUND são representados por partículas puntiformes, calculamos seu volume (v) considerando-o como um esfera. Desta forma, levamos em consideração as seguintes definições: i) $e = 1 - \frac{p}{a}$, onde a é o semieixo maior; ii) $\rho = \frac{m}{v}$, no qual $v = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot r_n^3$ e r_n é o raio do objeto. Por estarmos utilizando nesta etapa objetos rochosos (e assim mais densos), definiu-se ρ com valor equivalente a 3 g/cm^3 . Ressalta-se que a densidade depende da composição do corpo, que por sua vez depende do seu local de formação em relação ao Sol. Assim, objetos com densidade acima de $2,6 \text{ g/cm}^3$ são mais acrescidos e oriundos do cinturão principal de asteroides.

Os objetos possuem características fixas como a massa (Tabela 3.1) e outras variáveis. O pericentro e o semieixo maior variam conforme o objetivo da simulação: para interações mais fortes com os DE, o objeto trafega dentro das regiões orbitais (LEO, MEO e GEO), neste caso, seu pericentro se equipara ao centro da altitude da região em que trafega; para interações a longa distância, o objeto passa distante das regiões orbitais terrestre e seu pericentro assume valores acima da altitude máxima definida para região GEO. Estes valores são explicitados no decorrer deste documento.

Tabela 3.1: Parâmetros fixos dos objetos

Objeto	Massa (Kg)	Diâmetro (Km)
NEO ₁	10^{11}	1
NEO ₂	10^{14}	10
NEO ₃	10^{17}	10^2
NEO ₄	10^{20}	10^3

Sabe-se que atualmente não existe nenhum objeto tão próximo da Terra com as dimensões dos que foram escolhidos para serem simulados nesta pesquisa. Entretanto, é conhecido que a NASA notifica que num futuro próximo, objetos maciços e com grandes dimensões podem vir a se aproximar do nosso planeta. Este fato é retratado na tabela de objetos catalogados pelo CNEOS [CNEOS 2018b], que ilustra que com o passar dos anos a distância entre a Terra e os objetos rochosos que orbitam o Sol tendem a diminuir. A Tabela 3.2 traz cinco destes objetos. Como pode-se observar, os objetos 410777, 2016 WJ1, 2004 MN4 e 2018 GG2, abordarão a Terra em datas específicas, com distâncias mínimas próximas a atmosfera terrestre. Dentre estes, 410777 e 2016 WJ1, por exemplo, transitarão entre as regiões LEO-MEO (março de 2185) e MEO-GEO (dezembro de 2097), respectivamente. Para o caso prático, trabalhamos os cinco objetos apresentados na Tabela 3.2.

Tabela 3.2: Objetos em abordagem próxima à Terra

Objeto	Abordagem	Distância mínima (Km)	Diâmetro (m)
410777	03/2009	623.823	100-230
	03/2185	2.094	
2016 WJ1	12/2061	595.196	150-330
	12/2097	17.592	
2004 MN4	04/1998	3.575.574	310-680
	04/2029	36.650	
2018 GG2	04/2038	4.406.796	370-820
	04/2195	45.446	
276033	01/2010	27.240.276	480-1100
	02/2172	682.166	

Fonte: [CNEOS 2018b]

Destaca-se também que em nosso sistema solar estes corpos possuem órbitas elípticas em torno do sol e apenas uma parte de sua órbita se aproxima ou cruza a órbita da Terra, conforme ilustra a figura 3.2, que apresenta os grupos dos NEO, classificado de acordo com distância de seus elementos keplerianos q , Q e a [CNEOS 2018c].

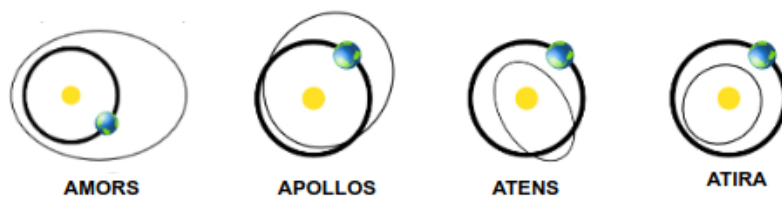


Figura 3.2: Órbita do NEO em torno do Sol. No centro da figura temos o Sol (amarelo), com a Terra (órbita em negrito) e o NEO (órbita cinza), ambos orbitando o Sol. Fonte [CNEOS 2018c]

Entretanto, o REBOUND só permite um corpo central por simulação. Sendo assim, como o nosso foco é Terra, DE e NEO, deixamos a Terra no centro, com DE e NEO

orbitando-a. Desta forma, “forçamos” por meio de codificação um objeto com órbita hiperbólica ($e > 1$), conforme apresenta a figura 3.3, que simula um NEO com órbita hiperbólica em torno da Terra.

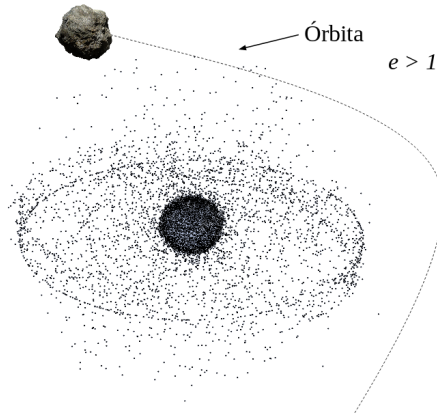


Figura 3.3: Simulação de NEO com órbita hiperbólica em torno da Terra. A ideia é simular um corte da órbita elíptica do objeto em torno da Terra, que aparenta uma hipérbole. Na simulação, o objeto recebe $e > 1$ e atinge órbita hiperbólica. Adaptado de [EarthObservatory 2009]

Para criar as condições iniciais nas simulações é necessário que seja definido os elementos keplerianos ou as coordenadas (posição e velocidade) dos corpos que a comporão, juntamente com a massa. Em geral, trabalhamos com os elementos keplerianos (figura 3.4) e as partículas que representam os DE foram configuradas com características iguais (*inc*) e outras dessemelhantes ($\omega, \Omega, e, a, f, m$ e r) entre si. Para as dessemelhantes utilizamos números pseudo-aleatórios, obtidos por meio da função *Random* da linguagem C. Os números pseudo-aleatórios foram gerados respeitando os limites pré-definidos: i) $10^{-5} \leq e \leq 0.4$; ii) $500 \leq a \leq 35.786$; iii) $0 \leq f \leq \pi$; iv) $0 \leq \omega \leq \pi$; v) $0 \leq \Omega \leq \frac{\pi}{2}$.

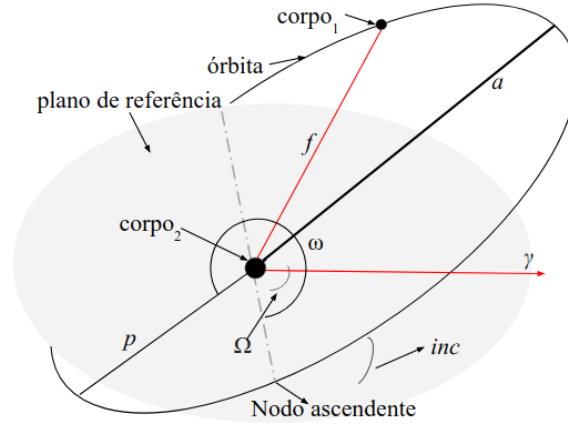


Figura 3.4: Órbita Kepleriana. Nesta, ω é o ângulo que se desenvolve desde o nó ascendente até p , onde p é o ponto em que o corpo se encontra mais próximo do astro em torno do qual gravita, enquanto que a é o ponto mais distante; Ω é ângulo com vértice no corpo central, que vai desde γ até o nó ascendente, medido sobre o plano de referência, no sentido da translação do corpo; γ é um ponto imaginário no espaço, determinado pela posição do sol quando esse, movendo-se pela eclíptica, cruza o equador; inc é o ângulo formado entre o plano da órbita e o plano de referência, sendo um valor entre 0 e 180 graus; f é o ângulo que permite localizar o astro em sua órbita. Seu valor varia de 0 a 360 graus; Outro elemento que determina a órbita é e , uma medida que representa o afastamento de uma órbita da forma circular. Adaptado de [Wikipedia 2010]

3.1.2 Análise e validação do Modelo Jesus

O modelo Jesus trata do deslocamento total médio $\langle \Delta r \rangle$ de um detrito [Jesus 2006, Jesus 2007]. O mesmo é dado pela expressão 3.1, onde $\langle e_{n-1} \rangle = e_0 + (n-1) \cdot \langle \Delta e \rangle$ e $\langle a_{n-1} \rangle = a_0 + (n-1) \cdot \langle \Delta a \rangle$. As constantes k e λ são números aleatórios positivos distintos, sendo o primeiro um inteiro enquanto o segundo um decimal menor que 1. As funções $\langle a_{n-1} \rangle$ e $\langle e_{n-1} \rangle$ fornecem uma distribuição para os elementos a e e de um conjunto de DE, com base nos valores iniciais das constantes a_0 e e_0 . Nestas, n é um inteiro que representa a quantidade de órbitas do disco de detrito, Δe e $\Delta \theta$ assumem valores que são lidos dentro da precisão dos radares, ou seja, $\Delta e \geq 0,01$ e $\Delta \theta \geq 0,01$ e $0,1$. O valor para Δa foi obtido por meio de análise de outras órbitas, já que não existe aparelhos que forneça tal dado. O modelo também delimita o valor da excentricidade, $e \leq 0,88$, que é o seu valor de convergência.

$$\langle \Delta r \rangle = \left\langle \widetilde{\Delta r} + \sum_{n=2}^N a_{n-1} \cdot \{(1 - e_{n-1}) + x + y\} \cdot F(n, \Delta \theta) \right\rangle \quad (3.1)$$

Onde

$$x = (n-1)^2 \frac{\Delta \theta^2}{2} (e_{n-1}) \frac{(1 - e_{n-1})}{(1 + e_{n-1})} \quad (3.2)$$

$$y = (n-1)^4 \frac{\Delta\theta^4}{4} (e^2_{n-1}) \frac{(1-e_{n-1})}{(1+e_{n-1})^2} \quad (3.3)$$

$$\widetilde{\Delta r} = (r_1 - r_0) - (1 + \lambda_0) \cdot r_0 \cdot F_1(\Delta\theta)$$

$$r_n = \frac{a_n(1 - e_n^2)}{1 + e_n \cos \Delta\theta_n} \quad (3.5)$$

$$F(n, \Delta\theta) = [(1 + \lambda_{(n-2)}) + (-1)^{k_{4n-1}}(1 + \lambda_{4n-7})]F_{n-1}(\Delta\theta) - (1 + \lambda_{n-1})F_n(\Delta\theta) \quad (3.6)$$

$$F_n(\Delta\theta) = \cos\left[\left(\frac{\pi}{2}\right)(1 + (-1))^{k_{n+1}}\lambda_{4n-2} + (-1)^{k_{n+3}}\lambda_{4n-1}\Delta\theta\right] \quad (3.7)$$

$$F_{n-1}(\Delta\theta) = \cos\left[\left(\frac{\pi}{2}\right)(1 + (-1))^{k_n}\lambda_{4n-3} + (-1)^{k_{n+4}}\lambda_{4n}\Delta\theta\right] \quad (3.8)$$

Sendo assim, utilizando a distribuição fornecida pelo modelo Jesus, simulamos um conjunto de DE a fim de obter seu deslocamento médio. Para obtenção da distribuição dos elementos de excentricidade e semi-eixo maior e cálculo do $\langle \Delta r \rangle$, adotamos os seguintes valores para as constantes: o valor de n foi determinado respeitando os valores máximos para e_{n-1} , conforme a região orbital. Quando n excedia o seu valor, sem cobrir a quantidade de DE para a região, tínhamos seu valor reiniciado. Neste caso, um novo Δe era escolhido, sendo agora $\Delta e = \Delta e + Ce$, onde $Ce = \frac{\Delta e}{TDE}$ onde TDE equivale ao número total do corpos que compõe o disco de DE.

As funções $\langle e_{n-1} \rangle$ e $\langle a_{n-1} \rangle$ geram valores muito próximos entre si e da forma como explicitado, a sequência de valores obtida não contemplava toda a faixa de altitudes especificadas para as regiões orbitais, para 10.000 corpos (número trabalhado). Neste caso, fizemos simulações com variação no Δa , sendo 0,1; 0,15 e 0,2. Estes valores foram selecionados respeitando tanto os limites do parâmetro estipulado pelo modelo, quanto a faixa de valores desejada para $\langle a_{n-1} \rangle$.

Definidas todas as configurações, o passo seguinte consistiu em criar *scripts* na linguagem python para simulação e obtenção dos dados gerados por meio do modelo. A partir da variação dos elementos, construímos uma tabela para análise comparativa dos valores obtidos. Os valores do $\langle \Delta r \rangle$ calculados foram comparados com os valores obtidos por meio de informações do REBOUND.

O REBOUND fornece as coordenadas de posição, velocidade e aceleração, bem como os elementos keplerianos dos corpos envolvidos nas simulações, a cada unidade de tempo de integração. Para tanto, utilizando a mesma distribuição para os elementos a e e obtida pelo modelo, simulamos um conjunto de DE no integrador. Com

base nas informações obtida a cada passo de integração, calculamos o Δr dos DE especificados. O Δr foi obtido pela expressão 3.9.

$$\Delta r = \sqrt{r_n^2 + r_0^2 - 2r_n r_0 \cos \Delta \theta} \quad (3.9)$$

Para as simulações no REBOUND, utilizamos os objetos especificados na Tabela 2. Para tanto, construímos órbita hiperbólicas, levando em consideração suas informações reais (p , diâmetro e velocidade). Todos os objetos foram simulados em apenas um arquivo, ou seja, as abordagens dos objetos ocorreram uma após a outra, nas mesmas partículas de DE. Feito desta forma, pois na prática assim acontece. As abordagens dos objetos ao planeta ocorreram na seguinte sequência: 41077 (16 km/s), 2016 WJ1 (14 km/s), 2004 MN4 (5,84 km/s), 2018 GG2 (30 km/s) e 276033 (34 km/s).

3.1.3 Sistema Terra e NEO fragmentado

Além de verificar os efeitos perturbativos dos NEO nos DE, verificamos também os efeitos do planeta sobre o NEO fragmentado composto por camadas de gelo, ou seja, um objeto originário do Cinturão Kiuper. Para tanto, assumiu-se que o asteroide por algum motivo, seja por colisão com a terra ou qualquer outro fenômeno, quebra-se e seus fragmentos interagem com a Terra (figuras 3.5). Neste sentido, verificamos o poder da interação gravitacional da Terra sobre o objeto e seus fragmentos.



Figura 3.5: Representação da fragmentação de um asteroide após colisão com a Terra

Para configuração e codificação desta simulação assumimos que o NEO fragmentado age como corpo central (parado), enquanto que a Terra passa a agir como corpo perturbador (em movimento), que tem encontro próximo com o objeto fragmentado (figura 3.6). O objeto inteiro, sem fragmentação, possui uma densidade igual a $2,6\text{g/cm}^3$, valor adotado para objetos de características semelhante a este.

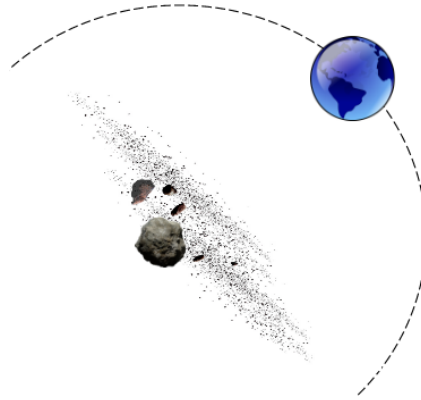


Figura 3.6: Representação da interação do NEO fragmentado com a Terra

Adotamos que, com a fragmentação, o objeto teve perda de 20% de sua massa total. Logo, temos que 80% do corpo continuou intacto e 20% foi fragmentado. Admitimos que os 80% restante possuía uma densidade de $2,7 \text{ g/cm}^3$, tendo em vista a perda de grande parte da camada de gelo que o compunha. Os fragmentos eram de diversos tamanhos e sua densidade variava entre $0,92 \text{ g/cm}^3$ (gelo sólido) e 3 g/cm^3 (material rochoso). Com estas informações, considerando o corpo maior e os fragmentos como partículas esféricas, calculamos as massas a partir a densidade. Sendo, $m_{total} = m_f + m$, onde m_f é soma das massas dos n fragmentos (20% da massa total), m a massa da parte do objeto que ficou intacto (80%) e m_{total} é a massa do objeto antes da fragmentação (100%). O número total de fragmentados n foi determinado em tempo de execução, de forma que $m_f = m_1 + m_2 + m_3 + \dots m_n$.

O raio dos fragmentos foram computados aleatoriamente, respeitando o limite $(10^{-6} \leq r \leq \frac{d_t - d_r}{2}) \text{ km}$, onde d_t corresponde ao diâmetro do objeto inteiro, antes da fragmentação, enquanto que d_r diz respeito ao objeto após a perda de 20% de sua massa. As excentricidades teve a mesma variação adotada nos DE ($10^{-5} \leq e \leq 0.4$), enquanto que os semieixos maiores assumiram valores dentro do limite $\frac{d_r}{2} + 10^{-5} \leq a \leq d_r$.

3.2 Descrição das etapas de simulação

As simulações foram divididas em blocos e executadas em etapas distintas, sendo que nos blocos I, II e III são tratados os casos teóricos, enquanto que no bloco IV é tratado o caso prático. Logo, de forma detalhada, temos:

- **Bloco I:** simulações com regiões apartadas, ou seja, as regiões LEO, MEO e GEO foram codificadas e executadas em simulações distintas. Cada arquivo continha DE apenas em umas das regiões definidas, enquanto as demais estavam vazias. As regiões populadas possuíam as mesmas quantidades de DE (2000 partículas) e estes apresentavam excentricidades com valores iguais por região (LEO $e = 10^{-5}$; MEO $e = 10^{-3}$; GEO $e = 0, 1$).

- **Bloco II:** simulações com todas as regiões populadas, ou seja, as regiões LEO, MEO e GEO foram codificadas e executadas em uma mesma simulação. Este bloco procurou simular as características mais reais possíveis: cada região possuía uma quantidade distinta de DE, sendo que LEO apresentava a maior concentração e GEO a menor ($GEO < MEO < LEO$). Os DE das regiões apresentavam excentricidades variadas, sendo que as menores excentricidades definidas encontravam-se em LEO e as maiores em GEO ($LEO 10^{-5} \leq e \leq 10^{-3}$; $MEO 10^{-2} \leq e \leq 0,1$; $GEO 0,2 \leq e \leq 0,4$). Este bloco foi dividido em mais duas etapas:
 - **Etapa I:** NEO trafegando entre as regiões orbitais;
 - **Etapa II:** NEO trafegando a longas distâncias, fora das regiões orbitais.

Como exposto, neste bloco tentamos simular as características mais reais possíveis. Logo, fizemos algumas melhorias no código destas simulações, em relação ao código das simulações do bloco I: além da variação nos elementos Keplerianos das partículas, melhoramos o método de detecção de colisão. Nas simulações do bloco I esta detecção não era feita em tempo real, o que deixava escapar colisões sem serem detectadas. Aqui a checagem foi em tempo real de simulação e desta forma detectamos todas as colisões que aconteceram. Para tanto utilizamos a função específica do módulo de detecção de colisão do REBOUND.

- **Bloco III:** simulações do NEO fragmentado.
- **Bloco IV:** simulações com objetos reais e validação do modelo Jesus.

As simulações dos blocos I e II foram organizadas desta forma para facilitar o entendimento do fenômeno. Sabe-se que o mundo real está mais próximo das simulações do bloco II - etapa II. Entretanto as simulações do bloco I foram importantes para a pesquisa, pois possibilitou-nos entender o que ocorre em cada região isolada. Somente após este entendimento, foi executado o bloco II. As simulações com NEO à longas distâncias consistiram em estudar e analisar interações mais fracas, enquanto que as de curtas distâncias, as interações mais fortes. Hoje temos objetos reais trafegando distante das regiões orbitais terrestres, porém, segundo a NASA, num futuro não tão distante veremos estes objetos se aproximarem do nosso planeta e passar cada vez mais perto das regiões orbitais terrestres. Assim, é interessante conhecer as possíveis interações destes corpos.

Todas as análises foram feitas levando-se em consideração a massa dos objetos. Sua composição química não foi considerada neste estudo. Ademais, as unidades de medidas utilizadas são quilômetro (km), segundo (s) e quilograma (kg). Outra questão é em relação a região LEO, que ficou estabelecida com altitudes entre 500 - 1.500 km para evitar o arrasto atmosférico, que ocorre abaixo do limite inferior determinado. As demais regiões ficaram definidas conforme as altitudes típicas, MEO entre 1.500 - 10.400 km e GEO entre 10.400 - 35.786 km. Vale registrar

também que o tempo de simulação dos objetos em órbita hiperbólica corresponde a um período do NEO₄ (em órbita elíptica).

Capítulo 4

Resultados e Discussões

“Existem muitas hipóteses em ciência que estão erradas. Isso é perfeitamente aceitável, elas são as aberturas para achar as que estão certas”

– Carl Sagan

A base físico-matemática deste trabalho diz respeito ao problema de N-corpos. As soluções analíticas para o problema de N-corpos são bem poucas e em casos especiais. Portanto, a previsibilidade dinâmica de sistemas mais complexos fica dependente do avanço de computadores e das propostas de integração numérica. Desta forma, com a utilização da integração numérica, estudamos a evolução orbital de uma nuvem de DE com até 10 mil objetos orbitando a Terra, dentro das principais regiões orbitais (LEO, MEO e GEO) e interagindo gravitacionalmente com diferentes NEO.

O objetivo desta pesquisa foi avaliar uma distribuição de NEO (com massas distintas) e verificar sua capacidade em afetar a disposição inicial dos elementos keplerianos dos DE, modificando suas órbitas, de forma que estes venham a ser inseridos em órbitas de satélites artificiais, que foram consideradas seguras durante o planejamento da missão espacial, e promover um risco de colisão com os satélites ou, no mínimo, um aumento da poluição e da interferência de DE. Com estas considerações, pudemos avaliar os riscos a curto e a longo prazos que os satélites sofrem devido à perturbação dos NEO nos DE. Sendo assim, este capítulo explicitará os resultados obtidos no decorrer desta pesquisa.

4.1 Simulações do bloco I

Por meio das simulações do bloco I foi possível perceber que os efeitos das interações se intensificam à medida em que se aumenta a massa do NEO e o tempo da interação. E como as interações aqui são a curtas distâncias, os efeitos são visíveis logo após a primeira aproximação do objeto ao planeta. Tais efeitos se intensificam a cada cruzamento do objeto com as regiões orbitais terrestres. O que torna mais intensa e, portanto, mais nítida, as alterações na excentricidade, no semieixo maior e, conseqüentemente, na migração de partículas de DE entre as regiões orbitais.

A migração de partículas ocorre quando há uma significativa alteração na sua excentricidade. Esta alteração pode ser para valores maiores ou menores que o definido inicialmente. Quando o valor decresce, significa que a força de atração gravitacional da Terra foi maior que a do NEO e neste caso, a partícula migra para regiões mais internas. Entretanto, quando o valor aumenta, a força de atração do objeto prevaleceu e a partícula desloca-se para regiões mais externas. Dependendo da intensidade da interação, as partículas podem ter suas excentricidades elevadas para valores superiores a 1, sendo assim, elas atingem órbita hiperbólica e escapam” do campo gravitacional da Terra.

Nas simulações executadas na região LEO os efeitos foram mais perceptíveis, quando comparada com MEO e GEO. Isso porque a região foi definida (e possui) uma faixa menor de altitude e suas partículas apresentam menores excentricidades, em relação às demais regiões. Estes fatores permitiram que as partículas desta região ficassem muito próximas entre si, possibilitando uma maior interação com o objeto perturbador. É importante salientar, também, que o fator tempo de interação/simulação grande só é interessante para as simulações com objetos em órbitas elípticas, já que os em órbitas hiperbólicas, devido a alta velocidade, não ficam “presos” no campo gravitacional da Terra.

Nesta seção discutiremos os resultados das referidas simulações, que serão apresentados e discutidos por regiões orbitais, já que estas foram simuladas apartadas, a fim de analisar a fundo os efeitos da passagem do objeto em cada uma das regiões.

4.1.1 Região LEO

A figura 4.1, a seguir, ilustra a excentricidade final das partículas (DE) após a interação com diferentes NEO em órbita elíptica. Conforme pode-se perceber, os objetos menos massivos apresentam menores efeitos sobre as partículas, quando comparado com os mais massivos. Nas abordagens com NEO₁ e o NEO₂ é vista uma tênue alteração na excentricidade das partículas (figuras 4.1(a) e 4.1(b)). Em contrapartida, o NEO₃ e o NEO₄ apresentam resultados bem mais expressivos, com a existência de partículas com e muito próxima de 1 (figura 4.1(d)). Este último objeto, ao contrário dos demais, também ocasionou migração de partículas entre

as regiões orbitais. Este fato é verificado ao observar a faixa de a nas ilustrações, onde na figura 4.1(d) é visto que a atinge valores superiores a 1.500 km, ou seja, há partículas fora do limite pré-definido ($500km \leq a \leq 1500km$), o que indica migração para regiões mais externas.

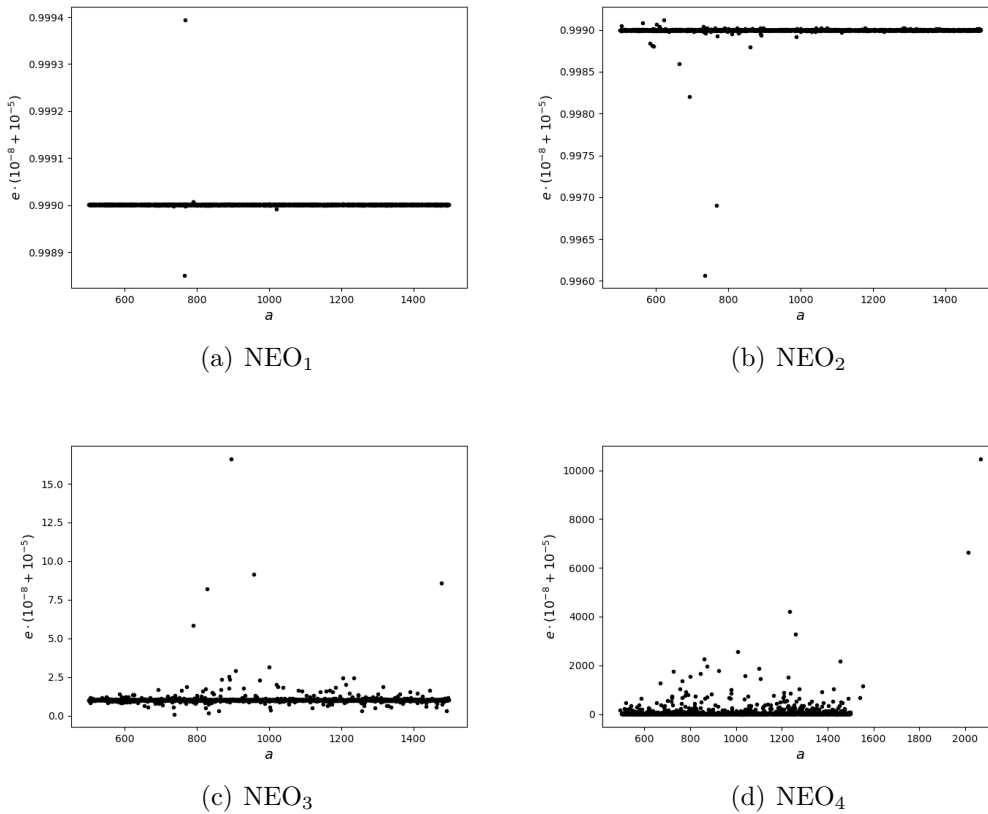


Figura 4.1: Excentricidade das partículas após 1 período de interação de cada objeto.

Aumentando-se o tempo de interação, os efeitos perturbativos sobre as partículas se intensificaram. A figura 4.2 apresenta a excentricidade final após 50 períodos de cada objeto. Comparando esta ilustração com a anterior (figura 4.1), é visto nesta, resultados mais nítidos, com um maior número de partículas espalhadas entre as faixas de e e a . O NEO₄ continua a apresentar resultados ressaídos, em relação aos demais: um maior número de partículas com excentricidade elevada e outras ainda fora da faixa de semieixos pré-definidas. É importante ratificar que nestas simulações e é definido inicialmente igual a 10^{-5} , logo, é verificado em alguns casos um crescimento significativo neste elemento, quando comparado com seu valor o final.

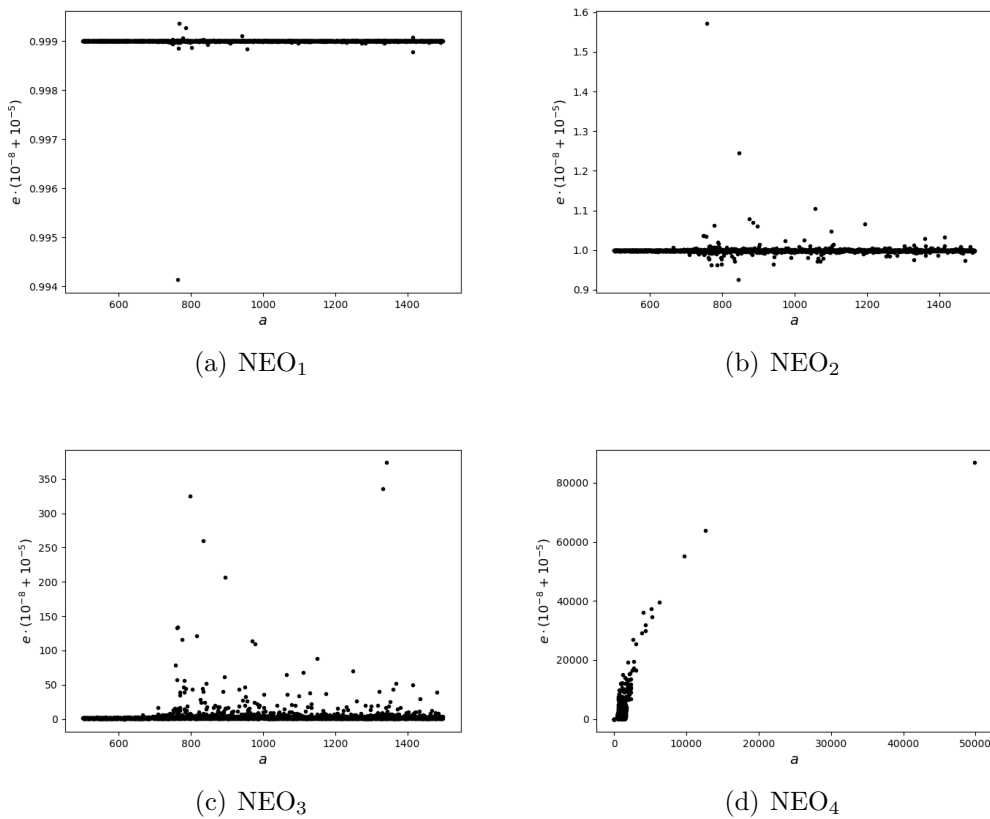


Figura 4.2: Excentricidade das partículas após 50 períodos de interações de cada objeto.

Concernente a distribuição orbital, ao analisar os valores resultantes de e com o NEO₁ e o NEO₂, percebemos que não houve mudança em relação a distribuição das partículas, já que a variação neste elemento foi pequena, e conseqüentemente não provocou variação na faixa de a das mesmas. Sendo assim, mesmo que os citados objetos tenham passado no centro da região orbital, como os demais, não foi detectada nenhuma colisão com a Terra (T) nem colisão com o NEO (N). Também não houve “escape” de partícula do campo gravitacional da Terra (E), conforme é possível observar na figura 4.3, que ilustra a distribuição orbital após interação de 50 períodos do NEO₁ (figura 4.3(a)), NEO₂ (figura 4.3(b)) e NEO₃ (figura 4.3(c)). O NEO₃, por sua vez, também não ocasionou nenhuma migração de partícula, mas provocou colisões: após a interação de 50 períodos, 6 colisões com este objeto foram detectadas, sendo que estas ocorreram em tempos distintos. Logo, após decorrido o tempo máximo de simulação estipulado para o citado objeto, restaram 1.964 partículas na região LEO, já que as demais colidiram com o objeto e foram removidas. Vale salientar que estamos tratando das colisões propriamente dita, ou seja, o choque entre objetos. Outra questão é que as partículas que colidem são removidas das simulações. Mas em um estudo mais detalhado estas colisões poderiam gerar novas partículas por meio da fragmentação ou até mesmo a junção/ligação das partículas

colididas, dependendo do material que compõe os objetos.

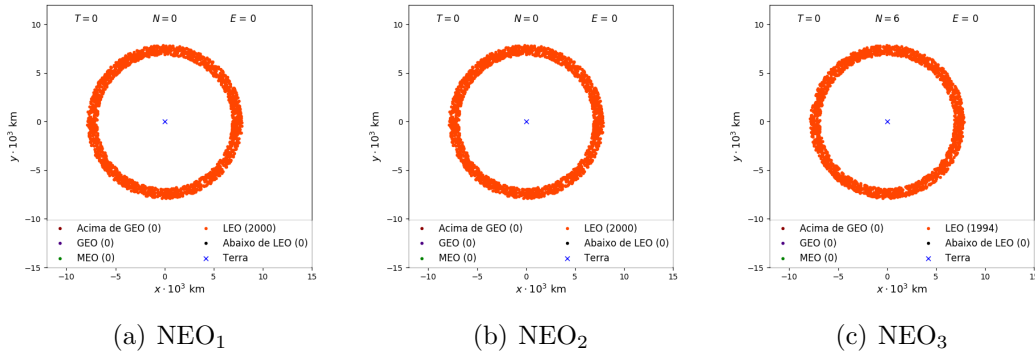


Figura 4.3: Distribuição orbital das partículas após 50 períodos. Nas ilustrações N representa o número de partículas que se chocaram com o NEO; T o total de partículas que colidiram com a Terra; e E as partículas que devido as perturbações tiveram suas excentricidades elevadas e escaparam do campo gravitacional da Terra, ou seja, partículas que atingiram órbita hiperbólica.

Analisando os resultados obtidos com o NEO₄, é visto desde o primeiro período uma alteração significativa na excentricidade das partículas, sendo que após 50 períodos os efeitos ficaram bastante visíveis. Ademais, o objeto em discussão ocasionou diversas colisões com partículas ao longo de seus períodos em torno do planeta. Também provocou migrações entre as regiões orbitais, além do choque de partículas e o escape destas do campo gravitacional terrestre, conforme ilustra a figura 4.4. Estes efeitos ocorreram devido a massa e a proximidade entre o objeto e as partículas, que intensificaram os efeitos da interação gravitacional.

Logo no primeiro período (figura 4.4(a)), já foi possível observar 26 colisões com o objeto (N) e uma colisão com a Terra (T). Também ocorreram 5 migrações de partícula, sendo em maior número para região MEO (4). Estes valores foram se elevando conforme aumento do tempo de interação: após 25 períodos (figura 4.4(b)) foram contabilizadas 204 colisões com o NEO (N), 21 colisões com a Terra (T) e 5 escapes do campo de influência da Terra. Além destes, houve 64 migrações, sendo em maior quantidade para a região MEO (53), seguida pela região abaixo de LEO (10) e uma para acima de GEO. Concluídos os 50 períodos do objeto em torno do planeta (figura 4.4(c)), verificamos 329 colisões com o NEO, 45 com a Terra e 10 escapes. Neste tempo, 93 partículas migraram da região: 12 foram para região abaixo de LEO ($a < 500km$), 79 para MEO e outras duas para GEO e acima de GEO ($a > 35.786km$). As partículas que migraram para a região abaixo de LEO, considerando um estudo mais detalhado, levando-se em consideração o arrasto atmosférico, podem ser puxadas para a Terra. Neste caso, elas seriam contabilizadas juntamente com as partículas que atingiram o raio da Terra (T) e foram removidas das regiões orbitais. Desta forma, finalizados 50 períodos, LEO ficou com 1.523 partículas, ou seja, 477 partículas deixaram de habitar esta região.

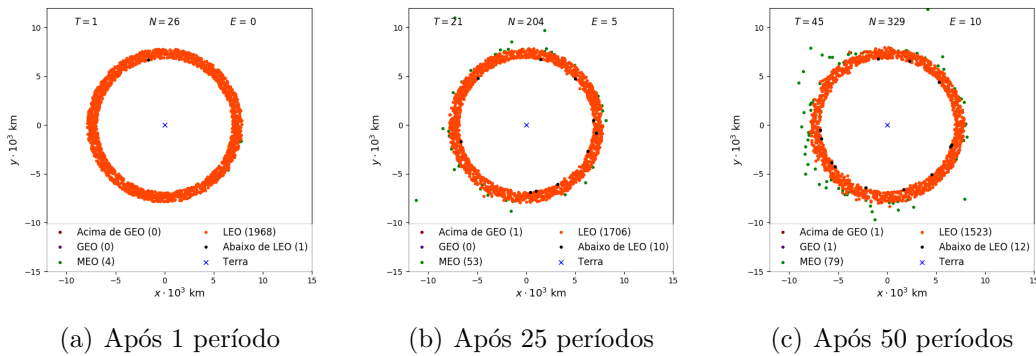


Figura 4.4: Distribuição orbital das partículas após interação com o NEO₄.

Dado o exposto, objetos com maiores massas ocasionam maiores efeitos perturbativos em menos tempo de interação. Este fenômeno é explicado por meio da Lei da Gravitação Universal, que diz que a força de interação gravitacional é diretamente proporcional ao produto das massas dos corpos envolvidos e inversamente proporcional ao quadrado da distância que os separa. E quanto maior for o tempo de interação entre estes corpos, maiores serão os efeitos. Logo, objetos menos massivos necessitam de um tempo muito maior de interação para apresentar resultados mais expressivos. A figura 4.5 mostra a excentricidade dos DE após milhares de órbitas do NEO₁ (menor objeto simulado). Como pode-se perceber, à medida em que se aumenta o tempo de interação, as partículas vão ganhando excentricidades cada vez mais elevadas, o que nos faz crer que em um tempo maior de interação com este objeto, teremos resultados semelhantes aos obtidos com os objetos mais massivos. Isso quando a intensidade das interações dos objetos se assemelharem. Para tanto, necessitamos de um tempo grande de interação e portanto de mais simulação, haja vista a massa dos corpos comparados.

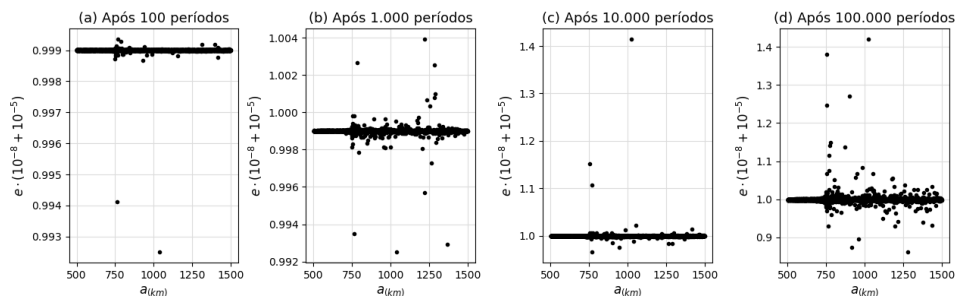


Figura 4.5: Excentricidade das partículas após interação de até milhares de órbitas do NEO₁

Para uma observação mais detalhada dos efeitos gravitacionais do objeto perturbador sobre os DE, propomos também as simulações com objeto em órbita hiperbólica em torno da Terra. Na análise destas abordagens, fizemos variações na velocidade

do objeto para verificar a influência deste fator na perturbação do objeto sobre as partículas. Verificamos que com menores velocidades o objeto consegue permanecer mais tempo dentro da região orbital e assim interagir mais e com um maior número de partículas. Quando esta velocidade é aumentada, percebemos uma menor perturbação, já que o objeto trafega mais rápido e interage menos com as partículas. Estes fatos podem ser verificados nas ilustrações da figura 4.6, que apresenta a excentricidade das partículas após interação com os dois objetos mais massivos simulados, o NEO₃ e NEO₄.

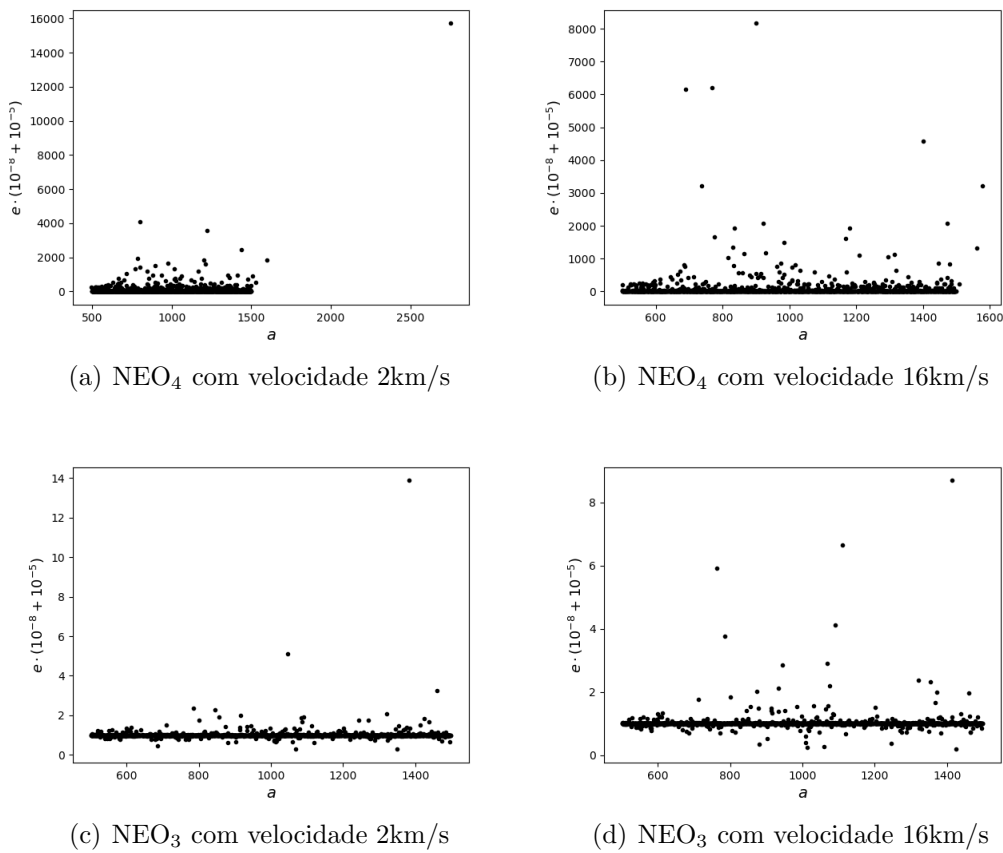


Figura 4.6: Excentricidade das partículas após interação com diferentes objetos em abordagem hiperbólica.

Como é visível, a perturbação se intensifica à medida que se diminui a velocidade do objeto. A figura 4.7 apresenta a distribuição orbital das partículas após interação com NEO₄. É possível ver que o objeto com menor velocidade apresenta um número maior de partículas fora da sua região natural, haja vista a intensidade de seus efeitos perturbativos.

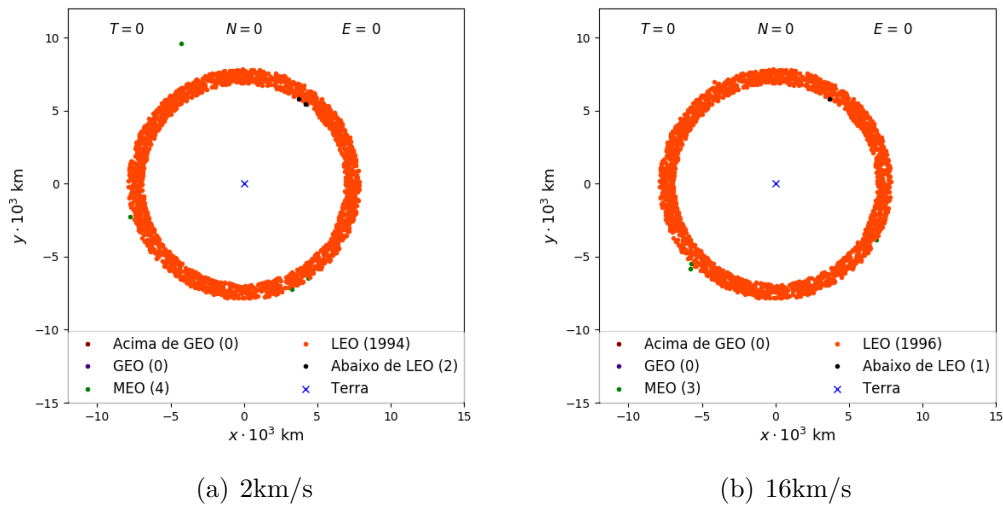


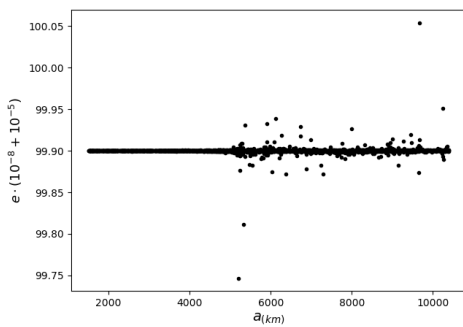
Figura 4.7: Distribuição orbital das partículas após interação com NEO₄.

As perturbações em órbita hiperbólica são menos intensas que aquelas em órbita elíptica. Isso porque o objeto em órbita elíptica tem os resultados intensificados a cada período, o que não ocorre para o hiperbólico, já que com o passar do tempo ele tende somente a se afastar cada vez mais da região orbital terrestre, enfraquecendo na mesma medida que se afasta, sua influência sobre as partículas. Outra questão é que ilustramos apenas os resultados com os objetos mais massivos, visto que eles são mais expressivos. Entretanto, ressalta-se que todos os demais ocasionaram resultados, embora tímidos, perceptíveis na e . Porém, não provocaram migração de partículas, visto que as perturbações não foram suficientes para elevar significativamente e a ponto de ocasionar aumento em a . Em suma, os resultados são condizentes com a massa do corpo perturbador. Outros resultados podem ser encontrados no apêndice B.1.1

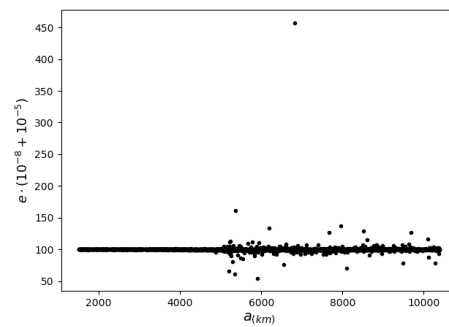
4.1.2 Regiões MEO e GEO

Como já visto, as regiões LEO, MEO e GEO foram simuladas uma a uma para facilitar a análise dos efeitos que ocorrem em cada uma das regiões. Desta forma, estas simulações permitiram perceber que quanto maior a altitude do detrito, menor é a interação com o objeto perturbador. Isso porque as faixas de altitudes das regiões mais externas são maiores que das regiões mais internas (mais baixa). Assim as partículas daquelas regiões ficam mais livres e dispersas entre si. No caso das regiões mais baixa, como LEO (500 - 1500 km), a faixa de altitude é pequena e neste caso as partículas ficam mais unidas, com pouca dispersão, favorecendo as interações com o objeto, que passa dentre elas. Neste sentido, a perturbação em LEO é maior que em MEO, que por sua vez é maior que em GEO.

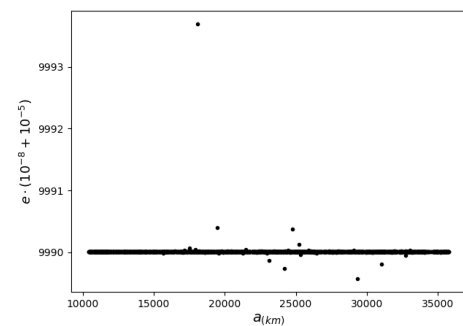
Sendo assim, na região GEO, onde as partículas possuem $e_{inicial} = 10^{-1}$, só foi possível visualizar alteração em suas órbitas após interação com objetos de índice superior a 1, ou seja, NEO₂, NEO₃ e NEO₄, que são mais massivos. O NEO₁ apresentou fraca perturbação nesta região, que mesmo após a interação de 50 períodos, não foi detectada nenhuma alteração em e e, conseqüentemente, em a das partículas. Em contrapartida, em LEO e MEO (com $e_{inicial}$ equivalentes a 10^{-5} e 10^{-3} , respectivamente) foram visualizadas alterações em e após interação com quaisquer um dos quatro objetos perturbadores. Estas alterações foram intensificadas à medida em que se aumentava a massa do objeto e o tempo de interação. A figura 4.8 traz os valores de e por a após interação de 50 períodos com os dois objetos de massas intermediárias. Como é possível perceber, em MEO os resultados são mais expressivos que em GEO.



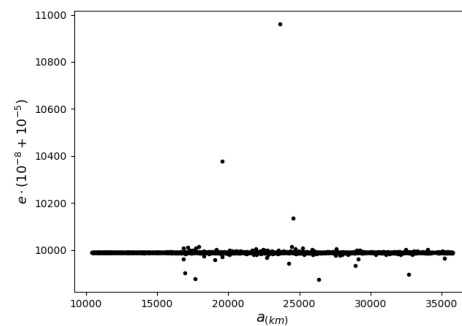
(a) NEO₂ em MEO



(b) NEO₃ em MEO



(c) NEO₂ em GEO



(d) NEO₃ em GEO

Figura 4.8: Excentricidade das partículas após 50 períodos do NEO₂ e NEO₃, nas regiões MEO e GEO.

Em relação às colisões, devido ao fato das partículas ficarem mais espalhadas nestas regiões, a incidência de colisões é menor, quando comparada com LEO. Em MEO, só foi possível perceber colisões após interação com o NEO₃ (3 colisões no decorrer de 50 períodos), enquanto que em GEO este fenômeno só foi percebido após interação com o NEO₄.

O NEO₄ possui uma massa muito grande em relação aos demais objetos, por isso seus efeitos perturbativos foram sempre mais evidentes. Nas regiões MEO e GEO, assim como em LEO, o objeto ocasionou uma alteração significativa na excentricidade das partículas, provocando colisões, migrações e até escape de partículas do campo gravitacional da Terra. Como ilustrado na figura 4.9, após 1 período do NEO₄ em cada uma das regiões, foram detectadas 12 colisões com o objeto (N) e duas migrações para GEO (figura 4.9(a)) na abordagem do objeto em MEO. Na abordagem em GEO, neste mesmo tempo, ocorreram 4 colisões com o objeto e também duas migrações para região acima de GEO (figura 4.9(b)).

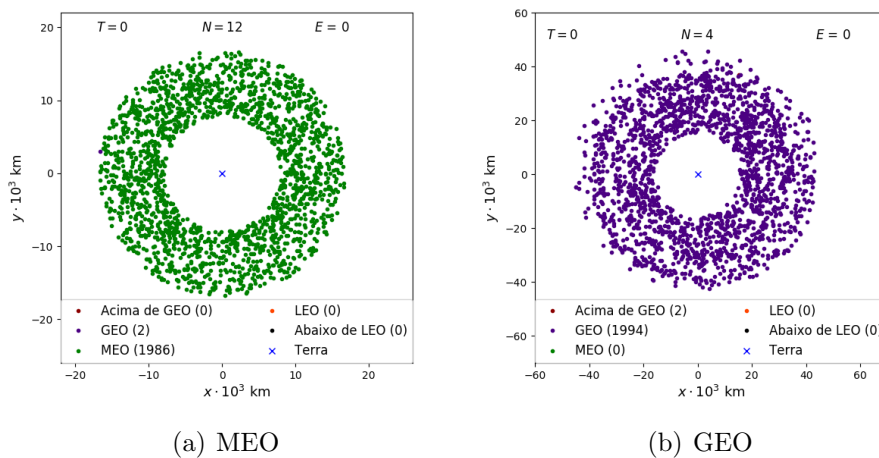


Figura 4.9: Distribuição orbital das partículas após 1 período do NEO₄ em MEO e GEO, cada.

Passados 50 períodos, como se esperava, os resultados se intensificaram. O valor de e foi elevado significativamente, ocasionando alterações na faixa de a pré-definida (figura 4.10). Em MEO, contabilizamos 3 colisões com a Terra (T), 118 com o NEO (N) e 6 escapes (E), além de 24 migrações, sendo grande parte para região GEO (23) (figura 4.11(a)). Já na região GEO, verificamos uma maior quantidade de colisões e um número menor de migrações: foram 2 colisões com a Terra (T), 88 colisões com o NEO (N) e 7 escapes de partículas, uma a mais que na região MEO. Quanto às migrações, contabilizamos que 31 partículas deixaram a região GEO e passaram para a região acima de GEO (figura 4.11(b)).

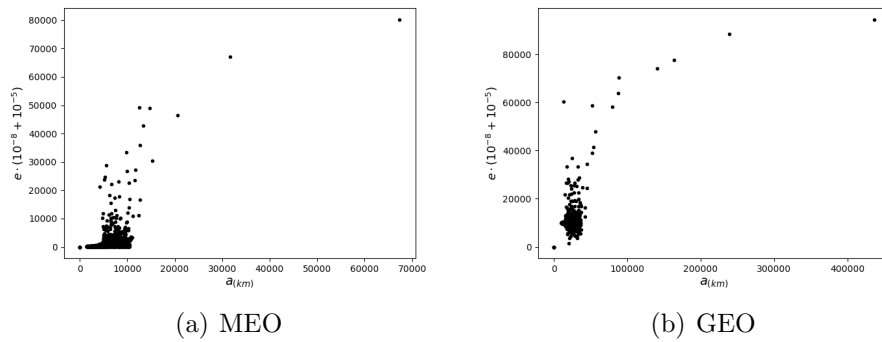


Figura 4.10: Excentricidade das partículas após 50 períodos do NEO₄ em MEO e GEO.

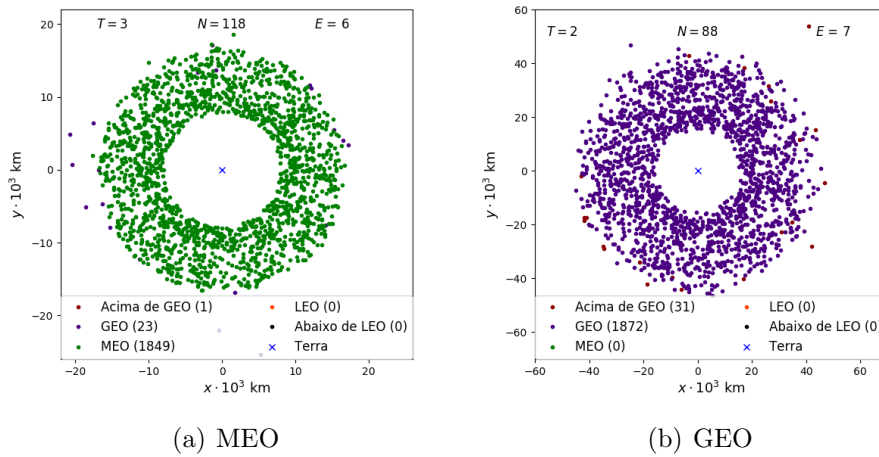


Figura 4.11: Distribuição orbital das partículas após 50 períodos do NEO₄ em MEO e GEO.

Como foi possível observar, após 50 períodos de interação com o objeto mais massivo simulado, as regiões MEO e GEO perderam, respectivamente, 151 e 128 partículas. Logo, assim como em LEO, as partículas destas regiões também sofreram modificações em sua distribuição orbital, conseqüente da interação com os objetos perturbadores que acabam por alterar o valor de e dos corpos, provocando mudanças em suas órbitas, e levando-o a mudança de região e até mesmo a colisões. O apêndice B.1 apresenta simulações onde não há a presença de corpo perturbador. Nisto, é possível observar que sem perturbação as partículas não teriam mudanças nas órbitas e, conseqüentemente, não haveria alteração em sua distribuição orbital.

4.2 Simulações do bloco II

O bloco II de simulações foi composto por 2 etapas, onde o objeto trafegava dentro (seção 4.2.1) e fora das regiões orbitais (seção 4.2.2). Como já observado, quando o objeto trafega dentro da região seus efeitos são mais intensos, haja vista sua proximidade com as partículas. No caso oposto, a interação é mais fraca e os efeitos também, necessitando de um tempo maior de simulação/interação para obter resultados mais nítidos.

Devido à detecção de colisão em tempo real de simulação, na etapa I diversas partículas foram removidas durante a interação com o objeto em razão das colisões. Grande parte destas colisões aconteceram com o corpo perturbador, pois, por estar em movimento e possuir massa e raio elevados, ao passar dentro da região orbital acaba se chocando com diversas partículas. Em virtude das inúmeras colisões, não foi possível perceber uma alteração significativa em e , já que mesmo que este elemento seja alterado, a partícula logo é removida. Outra questão é que as partículas possuem e variada dentro de uma mesma região, o que acaba implicando em uma visualização não tão nítida dos efeitos, devido a escala. Os resultados destas simulações serão discutidos nesta seção.

4.2.1 Etapa I

Como previsto, os efeitos mais intensos ocorreram na passagem do objeto em LEO. Esta região, além de possuir a menor faixa de altitude, possui a maior concentração de partículas, o que diminui ainda mais a dispersão, favorecendo a interação. A intensidade foi proporcional ao tamanho da massa do objeto. Outra questão é que devido à distribuição inicial de e esta variando dentro de uma mesma região, a identificação de ocorrência de alteração neste elemento não é tão nítida como nas simulações do bloco I. Entretanto, ressalta a existência de alteração em todas as interações simuladas em LEO, nesta etapa.

Na passagem do objeto em LEO foi detectado um alto índice de colisão de partículas com o objeto de maior massa. Isso, devido ao tamanho/massa do objeto aliado as características da região em questão. Como já esperado, o índice de colisão crescia à medida que se aumentava a massa do objeto e o tempo da interação, e diminuía-se na mesma proporção que se aumentava a faixa de altitude da região orbital.

Após 1 período do NEO₁ com abordagem em LEO, já foi verificado uma sutil alteração no elemento e das partículas da região. Na passagem em MEO esta alteração só foi vista a partir do quarto período, enquanto que na região GEO este objeto não provocou nenhuma alteração visível. Estes resultados são consequência da altitude da região que favorece a dispersão das partículas. Além disso, a alteração discutida concentrou-se na região em que o mesmo trafegava, devido a sua massa. E como a alteração foi sutil, não foi detectada nenhuma mudança na distribuição orbital

das partículas. Estes fatos podem ser observados na figura 4.12, que apresenta os resultados da excentricidade após interação do objeto com as partículas de DE, com abordagem em LEO, em tempos variados.

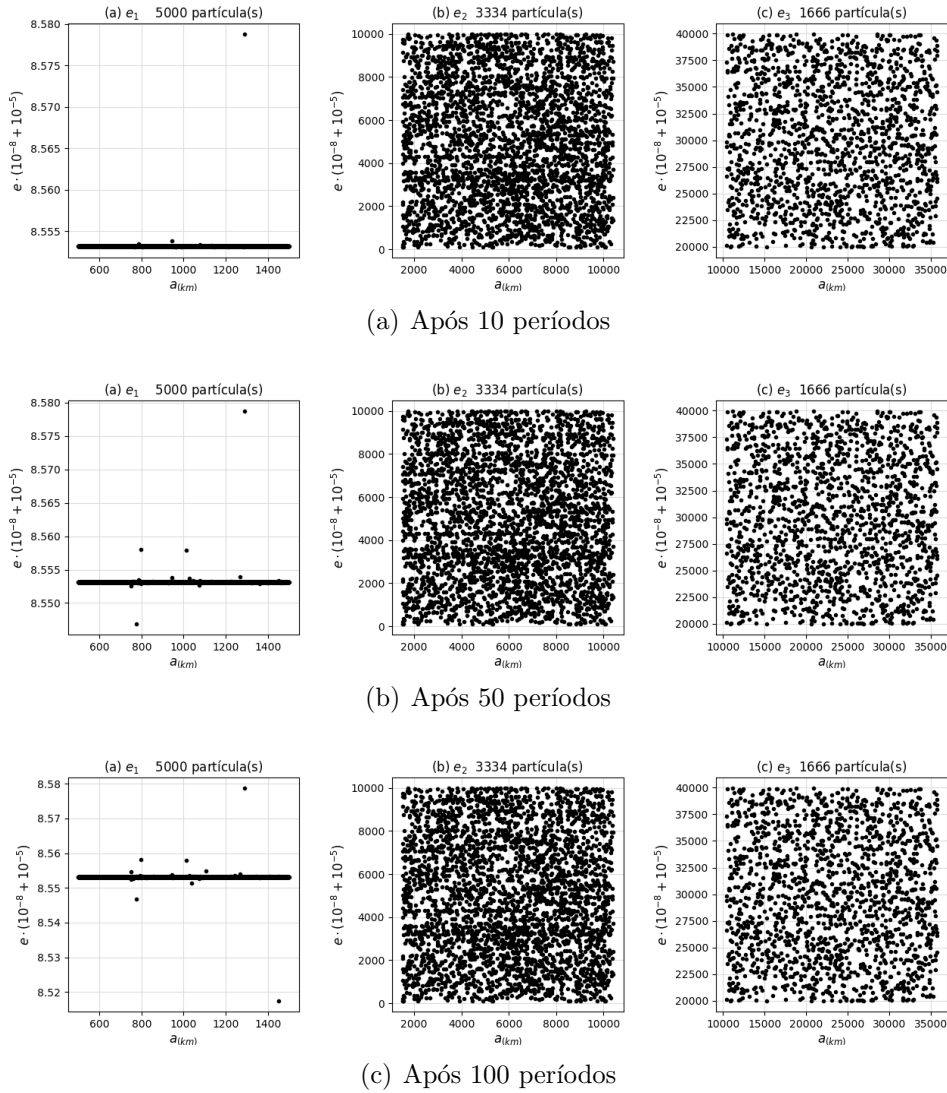
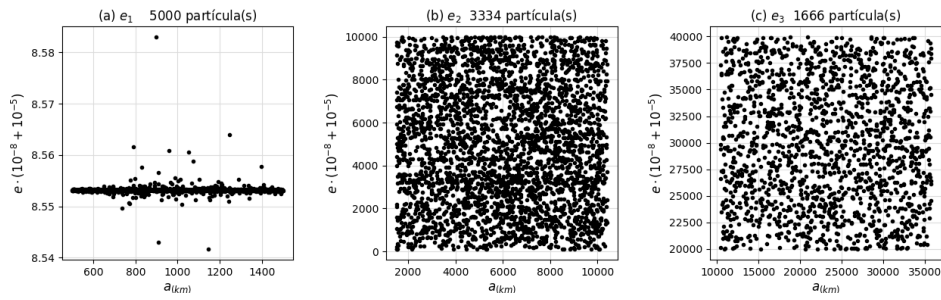
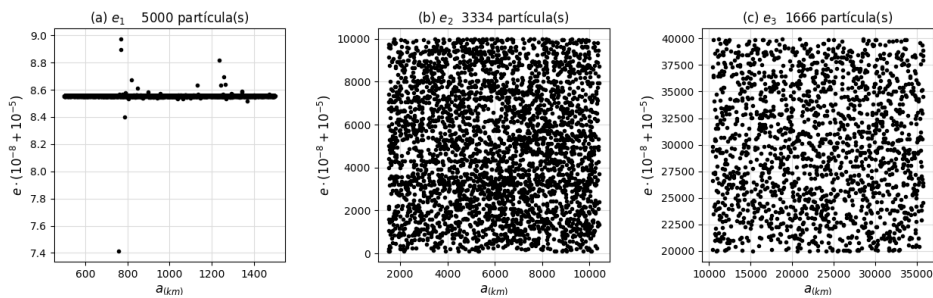


Figura 4.12: Excentricidade das partículas após interação com NEO₁ em LEO. As partículas foram divididas em 3 gráficos, para facilitar a visualização dos efeitos. A divisão é baseada na faixa de $e_{inicial}$, sendo e_1 ($10^{-5} \leq e \leq 10^{-4}$) faixa definida para as partículas de LEO, e_2 ($10^{-3} \leq e \leq 10^{-1}$) faixa de MEO e e_3 ($0, 2 \leq e \leq 0, 4$) faixa de GEO.

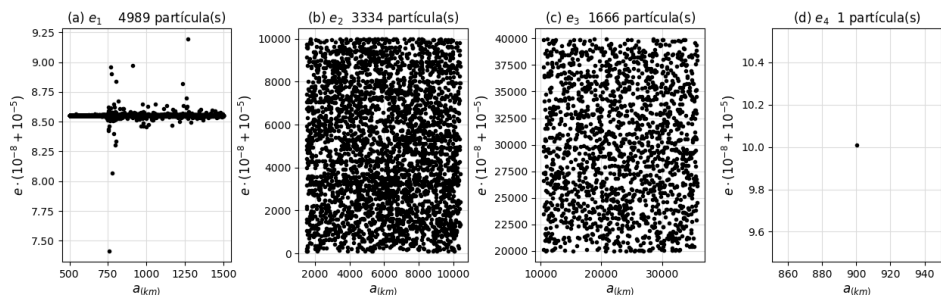
Com o NEO₂ foi possível notar efeitos mais nítidos sobre a excentricidade das partículas. Quando a abordagem aconteceu em LEO, as partículas ganharam um maior espalhamento devido a uma pequena elevação em e desde o primeiro período do objeto (figura 4.13(a)), sendo que a partir do 60º período as partículas começaram a sair das faixas de e pré-definidas. Na figura 4.13(d), o gráfico (d) representa estas partículas.



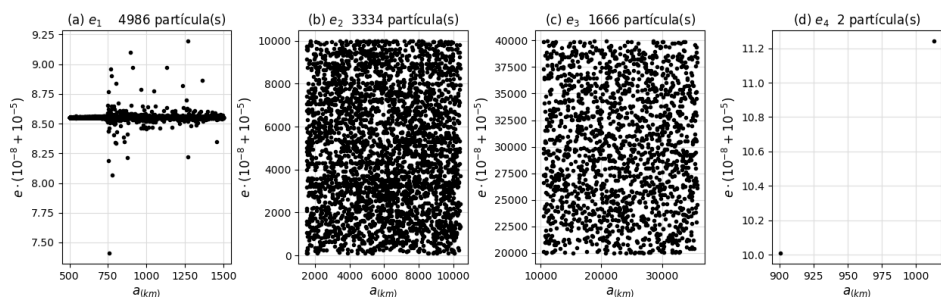
(a) Após 1 período



(b) Após 10 períodos



(c) Após 60 períodos



(d) Após 100 períodos

Figura 4.13: Excentricidade das partículas após interação com NEO₂ em LEO após intervalo de 100 períodos. Nesta, e_4 corresponde às partículas que saíram das faixas citada (e_1 , e_2 , e_3).

Por meio das ilustrações (figura 4.13) é possível observar também a distribuição orbital das partículas: após 60 períodos notamos que 10 partículas deixaram de

habitar as regiões orbitais terrestres. Estas se chocaram com o objeto em períodos distintos e foram removidas. Com 100 períodos este número sobe para 12.

Na passagem em MEO também é visualizada, desde o 1º período deste objeto, uma pequena desordem no elemento e da órbita das partículas. Entretanto, esta desordem não foi suficiente para ocasionar colisões e nem mesmo migração entre as regiões. Quando a abordagem é feita em GEO, ocorre alteração similar a de MEO. A figura 4.14 mostra a excentricidade após abordagem do objeto em MEO. Como podemos observar, as alterações são sempre visíveis nas partículas de menor e (gráficos (a) e_1 das figuras).

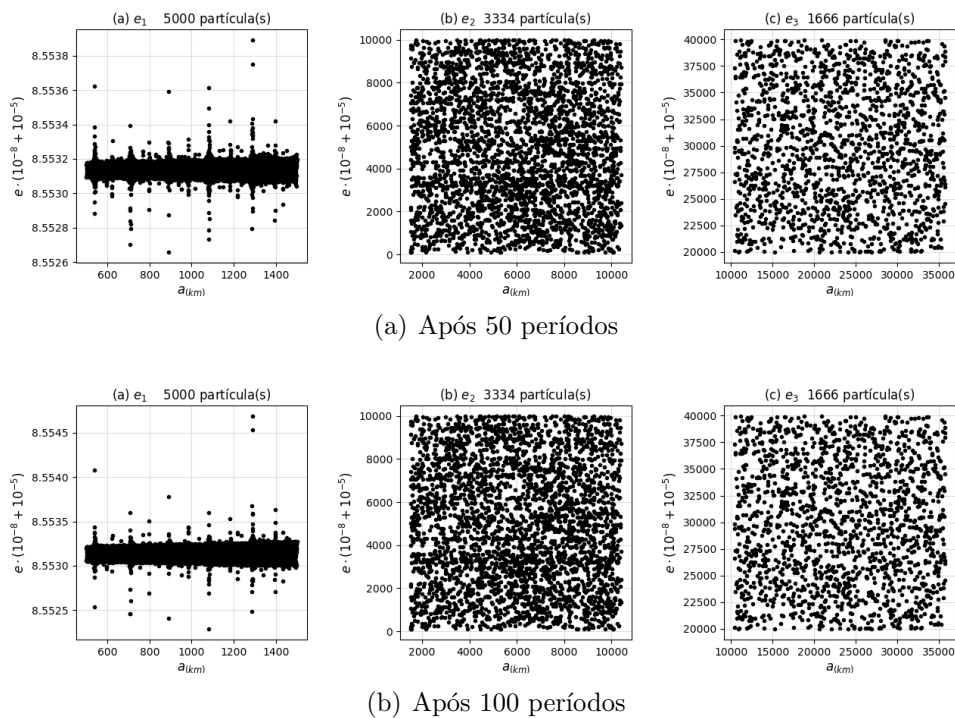


Figura 4.14: Excentricidade das partículas após interação com NEO₂, com abordagem em MEO, em tempos variados.

O NEO₃, por ser mais massivo que os já discutidos (NEO₁ e NEO₂), apresentou resultados mais expressivos, com diversas colisões. Em todas as simulações com este objeto os efeitos já surgiram após o primeiro período (figuras 4.15 e 4.16). Novamente, notamos uma alteração nas partículas de e_1 .

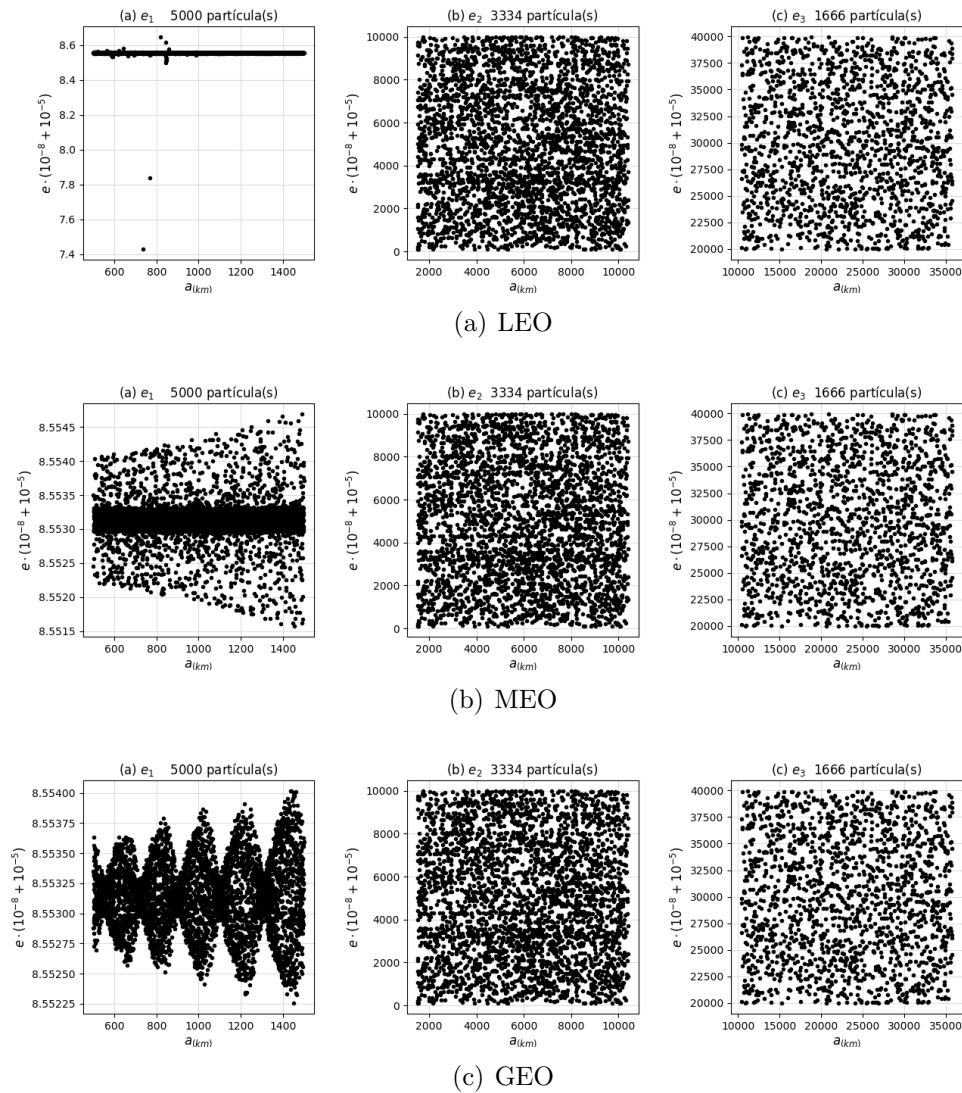


Figura 4.15: Excentricidade das partículas após interação de 1 período com NEO₃.

Os corpos foram integrados por um tempo correspondente a 100 períodos de cada objeto. Neste tempo os efeitos foram intensificados a cada período. Na abordagem em LEO, no decorrer do tempo de simulação, várias partículas colidiram com o objeto e foram removidas. Houve também neste tempo um grande espalhamento das partículas de e_1 e ainda outras diversas fora da faixa de $e_{inicial}$ (contabilizadas 479 após 100 períodos) (figura 4.16(a)). Em MEO e GEO os resultados foram similares a LEO, entretanto, em menor intensidade (figura 4.16(b) e figura 4.16(c)). Por meio das ilustrações, também é possível notar que houve mudança na distribuição orbital: não ocorreu colisão com o planeta, nem escape de partícula do campo de influência da Terra, mas ocorreram diversas colisões com o NEO, o que acabou “desafogando” as regiões orbitais.

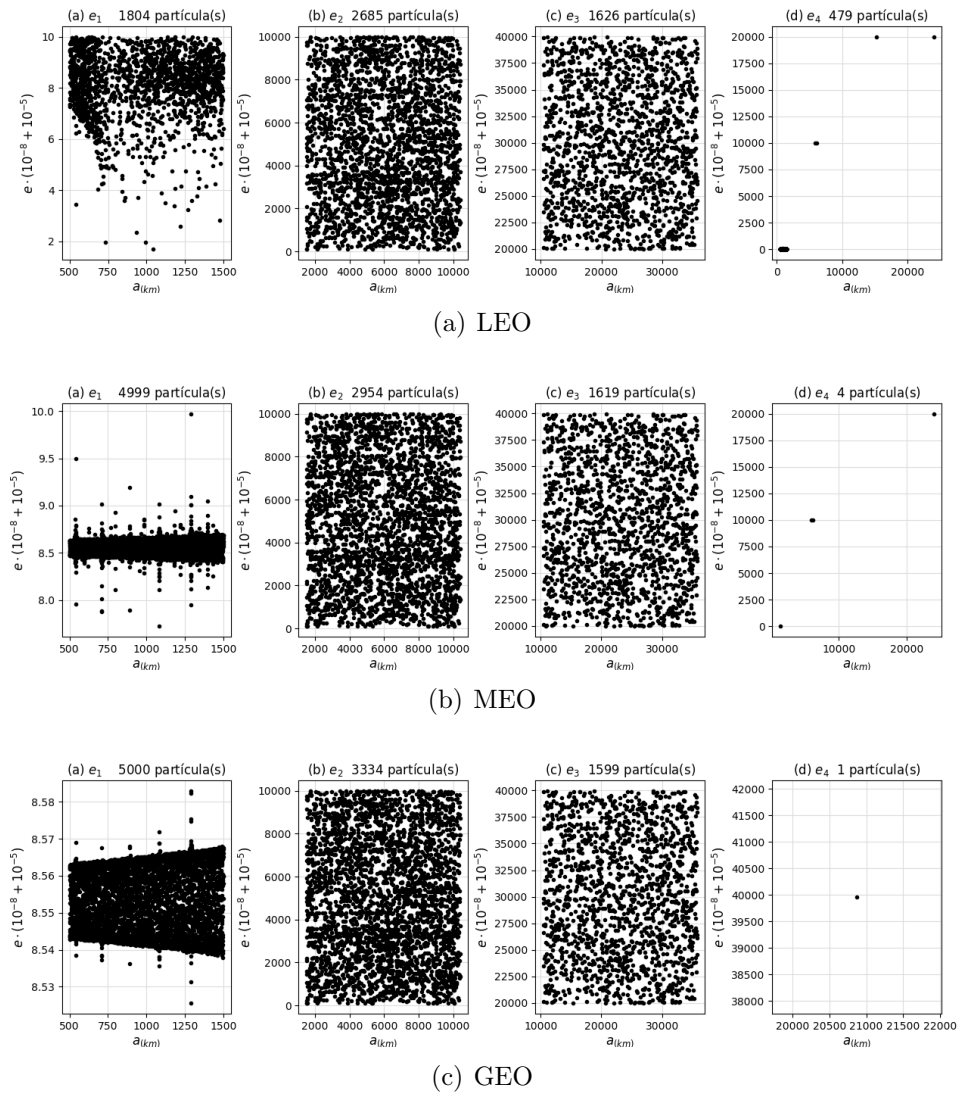


Figura 4.16: Excentricidade das partículas após interação de 100 períodos com NEO₃.

As colisões provocaram mudanças na distribuição orbital inicial das partículas, já que implicaram em uma menor concentração e maior dispersão das partículas nas regiões orbitais. Quando a abordagem ocorreu em LEO, o número de colisões chegou a 3.406 após 100 períodos (figura 4.17(a)). Estas colisões ocorreram nas três regiões orbitais. No entanto, neste mesmo tempo, quando a abordagem se deu em MEO apenas 424 partículas colidiram com o objeto (figura 4.17(b)), enquanto que em GEO o número de colisões foi bem inferior, apenas 66 partículas colidiram (figura 4.17(c)). A passagem do objeto em MEO não afetou a distribuição orbital de LEO, apenas as regiões MEO e GEO foram afetadas. Enquanto que na aproximação da região GEO, apenas a própria foi afetada, permanecendo as demais como definidas inicialmente (figura 4.17).

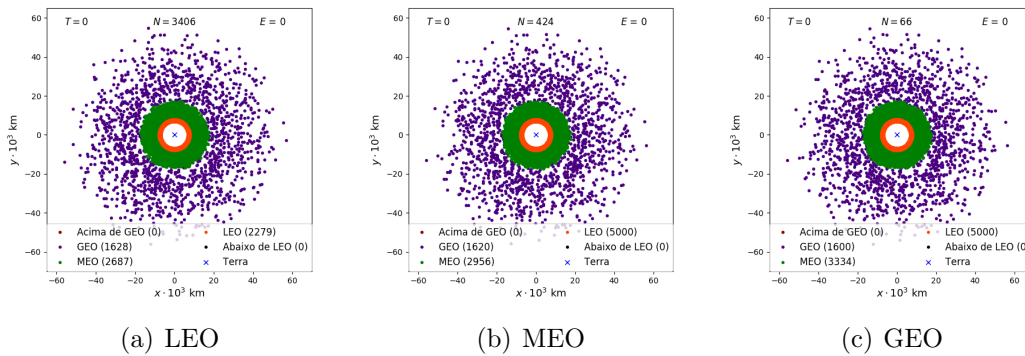


Figura 4.17: Distribuição orbital das partículas após 100 períodos do NEO₃ com abordagens em cada uma das três regiões.

Com o NEO₄ as colisões se intensificaram bastante, principalmente quando à abordagem se deu na região LEO. O objeto passou varrendo as regiões orbitais e colidindo com diversas partículas, deixando-as praticamente vazias. Na passagem em LEO os valores de e foram se elevando e ao mesmo tempo as partículas foram colidindo e sendo removidas. Até o primeiro período, 2.228 partículas colidiram com o objeto e outras tiveram elevações no valor e , sendo que 1.671 saíram da faixa de e definida inicialmente (figura 4.19(a)). Grande parte das colisões ocorreu nos primeiros períodos, quando as regiões ainda estavam com alta concentração de partículas. Com o passar do tempo as colisões foram diminuindo, haja vista a menor densidade de partículas por região, que facilitava sua dispersão e escapava das colisões com o objeto (figura 4.18). No final da simulação tivemos um saldo de 734 partículas dividida entre as 3 regiões orbitais (figuras 4.19(c) e 4.20(f)), sendo que LEO foi a região que mais perdeu partículas (figura 4.19).

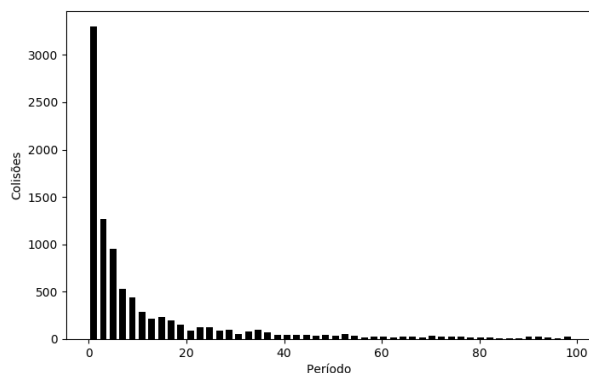


Figura 4.18: Histograma de colisões por período, após interação com NEO₄, com abordagens em LEO

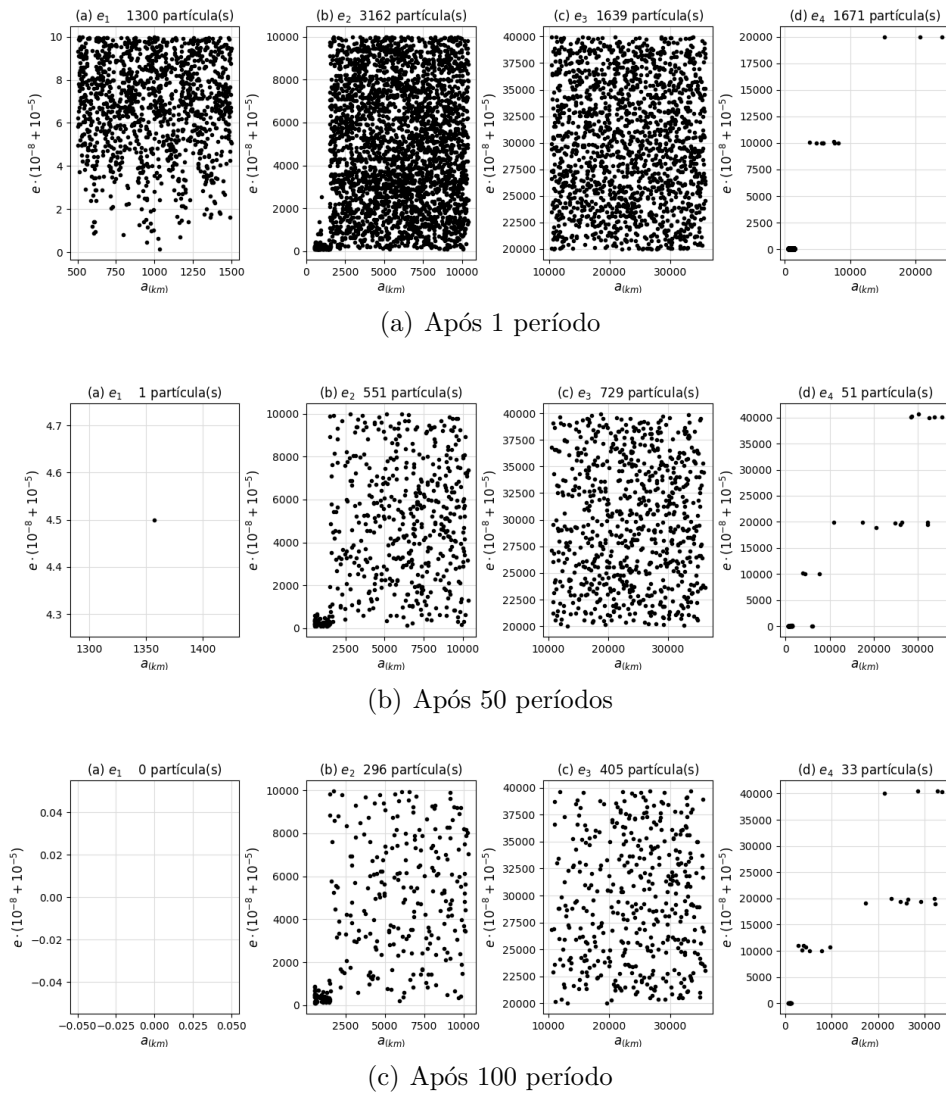


Figura 4.19: Excentricidade das partículas após interação com NEO₄ com abordagens em LEO.

Concernente às migrações, elas ocorreram durante todo tempo de integração, mas devido as constantes colisões não foi possível visualizá-las por completo. As ilustrações da figura 4.20 mostram a distribuição orbital das partículas em tempos distintos de simulação, no decorrer de 100 períodos do objeto em órbita da Terra. Como podemos perceber, há migrações de partículas entre as regiões orbitais, que logo são removidas pelas colisões ou retornam a sua região natural.

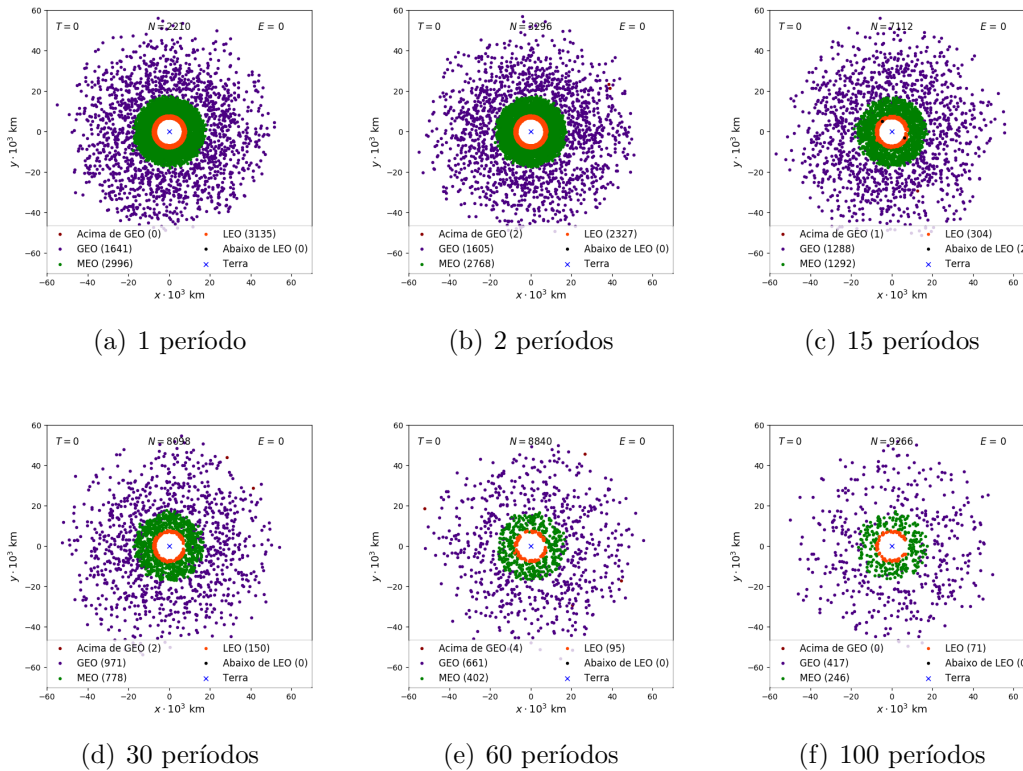


Figura 4.20: Distribuição orbital das partículas após interação com NEO₄ em tempos variados, com abordagens em LEO.

As abordagens em MEO e GEO apresentaram resultados semelhantes a LEO, entretanto com menor intensidade. Quando a abordagem se deu em GEO, as colisões foram em menor quantidade e nem todas as regiões foram afetadas por elas. A figura 4.21 apresenta o histograma e colisões nas regiões MEO (figura 4.21(a)) e GEO (figura 4.21(b)) no decorrer dos 100 períodos do objeto em volta da Terra. Como podemos observar, ao contrário da abordagem na região LEO que teve o número de colisões decrescido com o tempo de interação, as abordagens em MEO e GEO apresentaram comportamento variado no número de colisões por período: nos primeiros períodos as colisões foram mais intensas, devido a alta concentração de partículas, mas, com o passar do tempo a quantidade de colisões apresentou comportamento variado, com altas e baixas, sendo que esta irregularidade foi mais presente quando a abordagem aconteceu na região GEO.

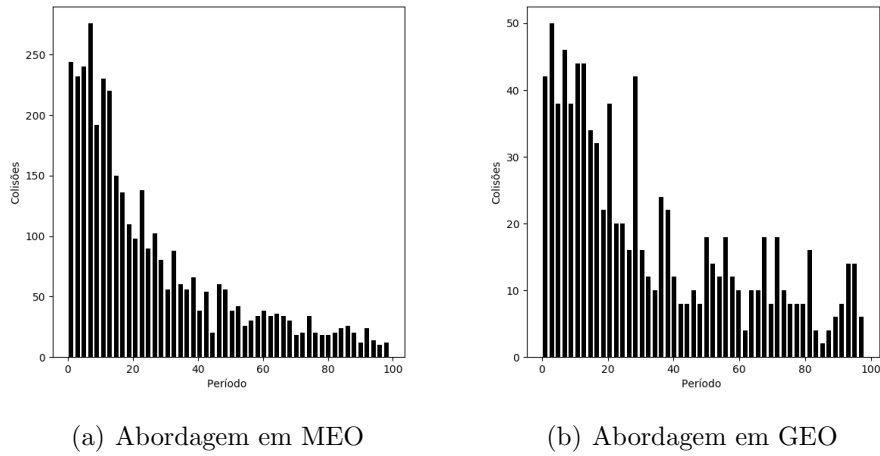


Figura 4.21: Histograma de colisões por período, após interação com NEO₄, com abordagens em MEO e GEO.

Assim como em LEO, as abordagens em MEO e GEO também apresentaram migrações durante todo o tempo de simulação/interação. E se houve migração, significa que as partículas foram perturbadas pelo objeto e seu elemento e foi alterado, que conseqüentemente também variou a . Pelas ilustrações apresentadas nas figuras 4.22 e 4.23 podemos notar que partículas se deslocam de sua região natural, que fica desfalcada por estas perdas, porém logo em seguida estas regiões são ressarcidas, seja por novas partículas ou pela volta das partículas naturais daquela região. Este fenômeno pode ser visto nas ilustrações a seguir.

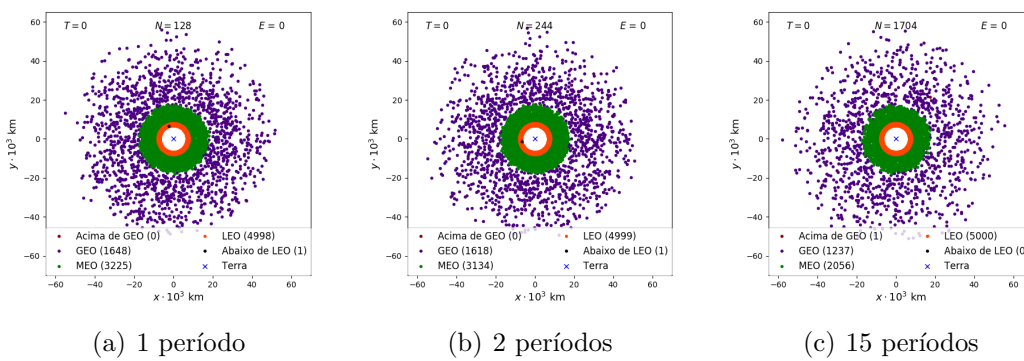


Figura 4.22: Distribuição orbital das partículas após 15 períodos do NEO₄, com abordagens em MEO.

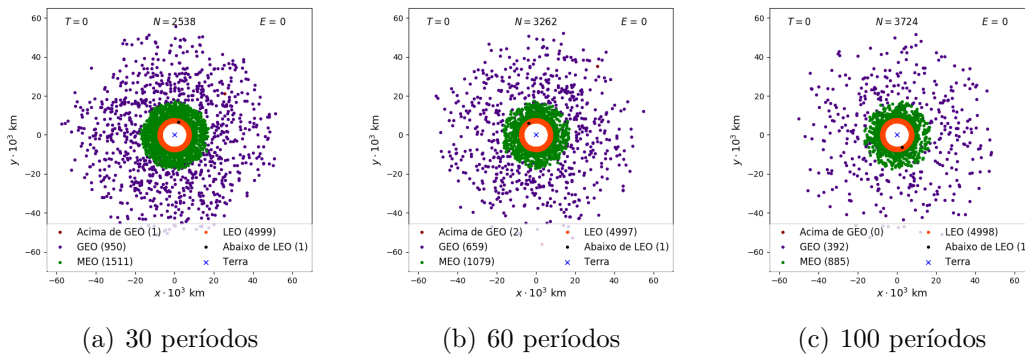


Figura 4.23: Distribuição orbital das partículas após 100 períodos do NEO₄, com abordagens em MEO.

As figuras 4.24, 4.25 e 4.26 a seguir, apresentam as excentricidades destas partículas após interação com o citado objeto, em tempos variados. Notamos que desde o primeiro período várias partículas sofreram alterações no valor de e (Gráfico (d) das ilustrações), o que possivelmente ocasionou as migrações reportadas nas ilustrações das figuras 4.22 e 4.23.

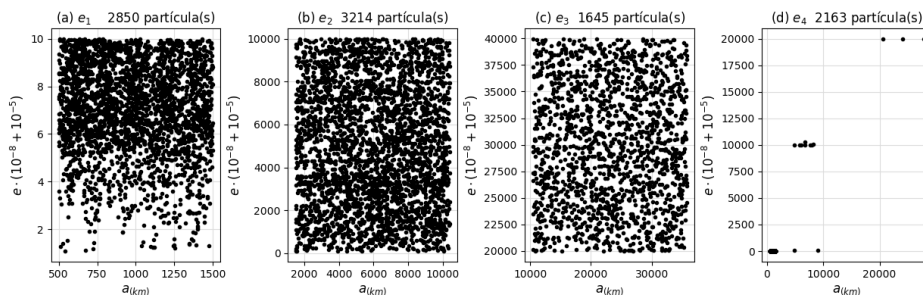


Figura 4.24: Excentricidade das partículas após interação de 1 período do NEO₄, com abordagens em MEO.

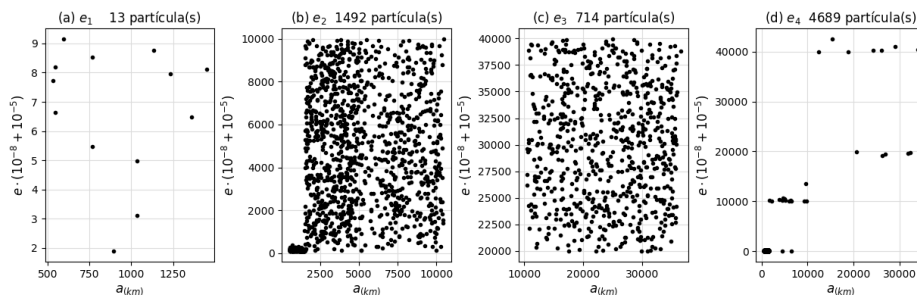


Figura 4.25: Excentricidade das partículas após interação de 50 períodos do NEO₄, com abordagens em MEO.

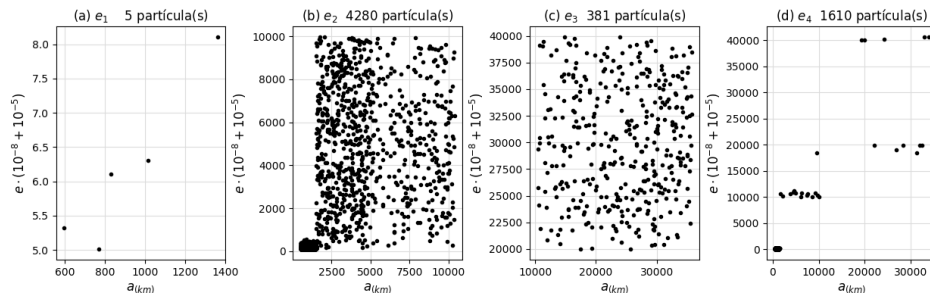


Figura 4.26: Excentricidade das partículas após interação de 100 períodos do NEO₄, com abordagens em MEO.

A abordagem em GEO não afetou as regiões LEO e MEO significativamente, ou seja, não apresentou colisões, nem variou e a ponto de provocar migrações de partículas nestas regiões (figura 4.27). Isso devido a distância em que o corpo passa destas regiões. Neste tipo de abordagem apenas GEO foi afetada, tendo uma grande perda de partículas provocada pelas colisões com o objeto, que trafega no centro da região orbital. Estes resultados são explicitados nas figuras 4.27 e 4.28, que ilustram, respectivamente, a distribuição orbital e a excentricidade das partículas de DE após interação com NEO₄, em intervalo de tempos variados.

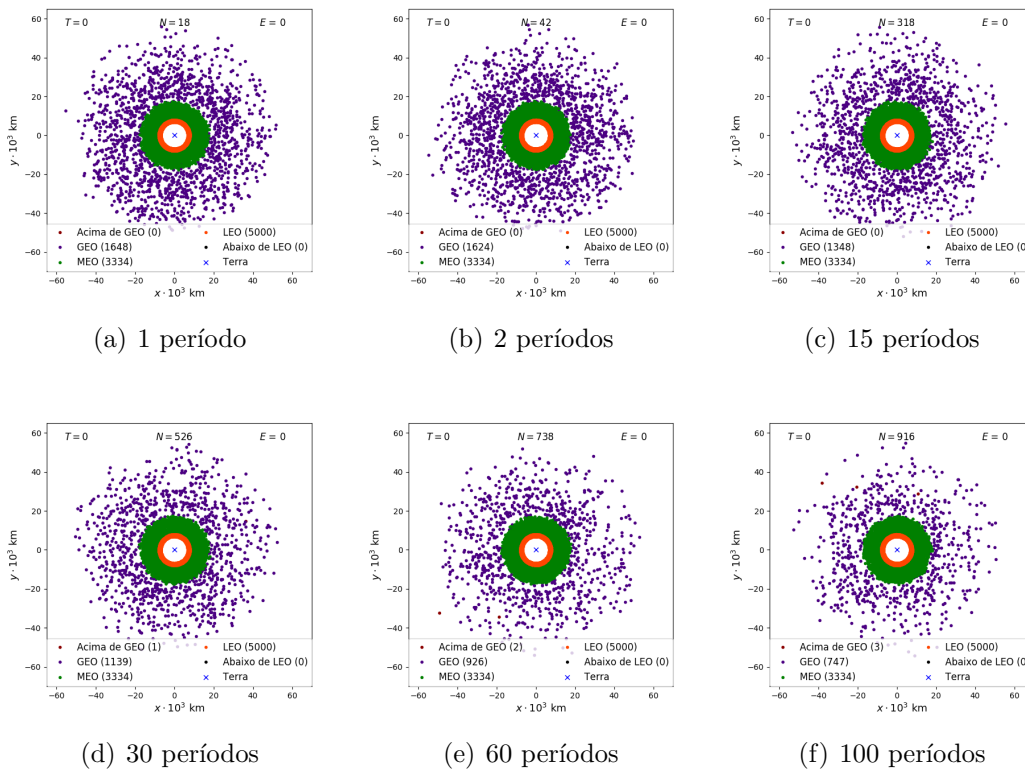
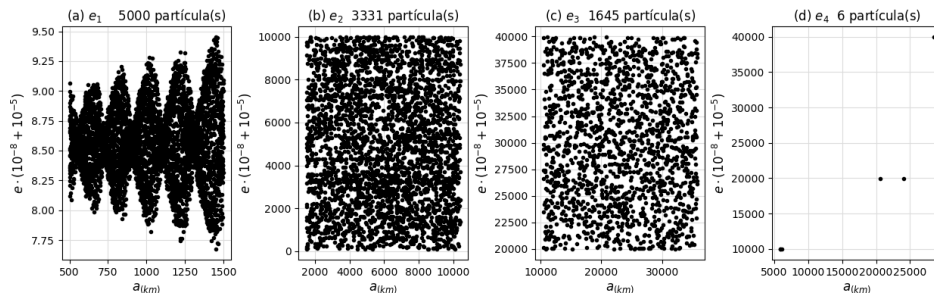
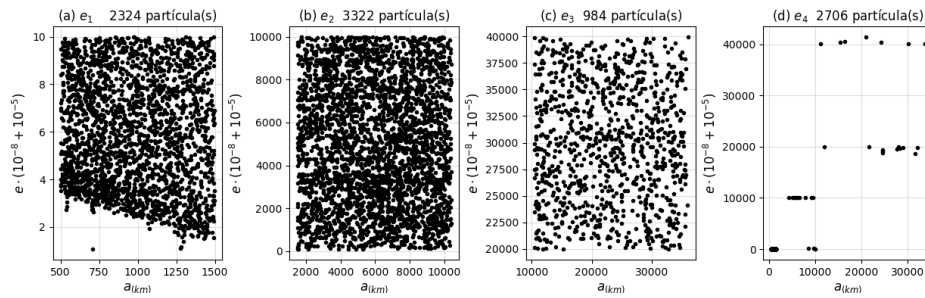


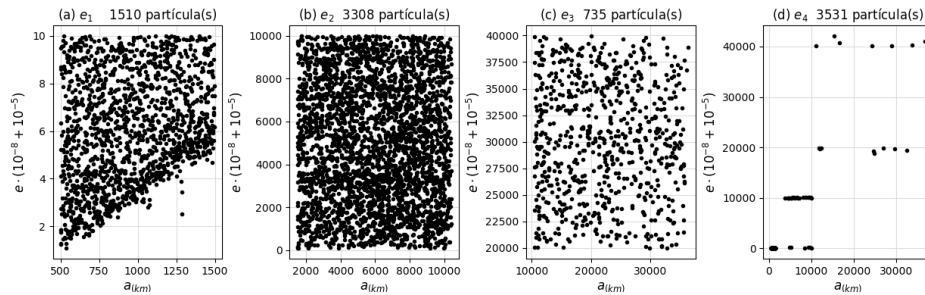
Figura 4.27: Distribuição orbital das partículas após interação com NEO₄ em tempos variados, com abordagens em GEO.



(a) Após 1 período



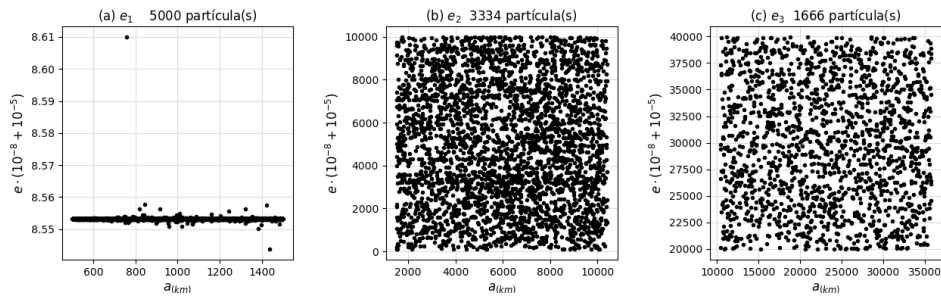
(b) Após 50 períodos



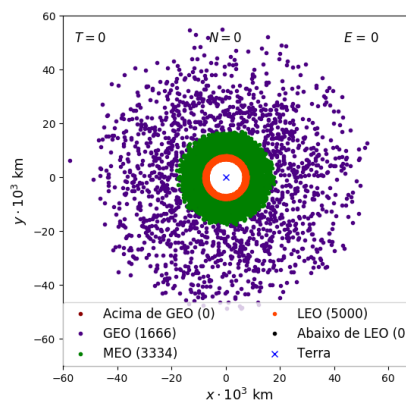
(c) Após 100 período

Figura 4.28: Excentricidade das partículas após interação com NEO₄ com abordagens em GEO.

Ao que tange os resultados obtidos com objeto em abordagem hiperbólica, como já era esperado, visualizamos alterações condizentes com a massa do objeto, entretanto bem tímidas quando comparado com os obtidos com objeto em órbita elíptica: o NEO₁ apresentou efeitos visíveis, porém bem tênues, nos valores de e de algumas partículas da região LEO. Isso foi verificado apenas quando seu pericentro passava nesta região. O NEO₂ provocou alterações no valor de e de algumas partículas da região LEO, em todas as suas abordagens, ainda que estas alterações fossem bem tênues. As perturbações ocasionadas por estes objetos não foram tão intensas e não impactaram na distribuição orbital das partículas, como apresenta a figura NEO₂, que traz a excentricidade e a distribuição orbital das partículas após interação com NEO₂ em órbita hiperbólica. Vale ressaltar aqui que os objetos simulados trafegavam a uma velocidade equivalente a 8 km/s.



(a) Excentricidade



(b) Distribuição orbital

Figura 4.29: Excentricidade e distribuição orbital das partículas após abordagem hiperbólica do NEO₂.

O NEO₃, como o NEO₂, apresentou resultados em todas as abordagens. Entretanto os resultados do primeiro mostraram mais nitidez, por ser mais massivo. Notamos diversas colisões quando este objeto abordou as regiões LEO e MEO: quando passou na primeira, ocasionou 60 colisões e fez com que 5 partículas saíssem da faixa de $e_{inicial}$ (figura 4.30(a)); quando abordou a segunda foram registradas 4 colisões, além das pequenas alterações nos valores de e das partículas (figura 4.30(b)). Quanto a abordagem em GEO, os resultados foram mais tímidos, com alteração visíveis em algumas partículas de LEO, conforme ilustra os gráficos da figura 4.30, que mostra os resultados obtidos com a interação deste objeto nas três regiões orbitais.

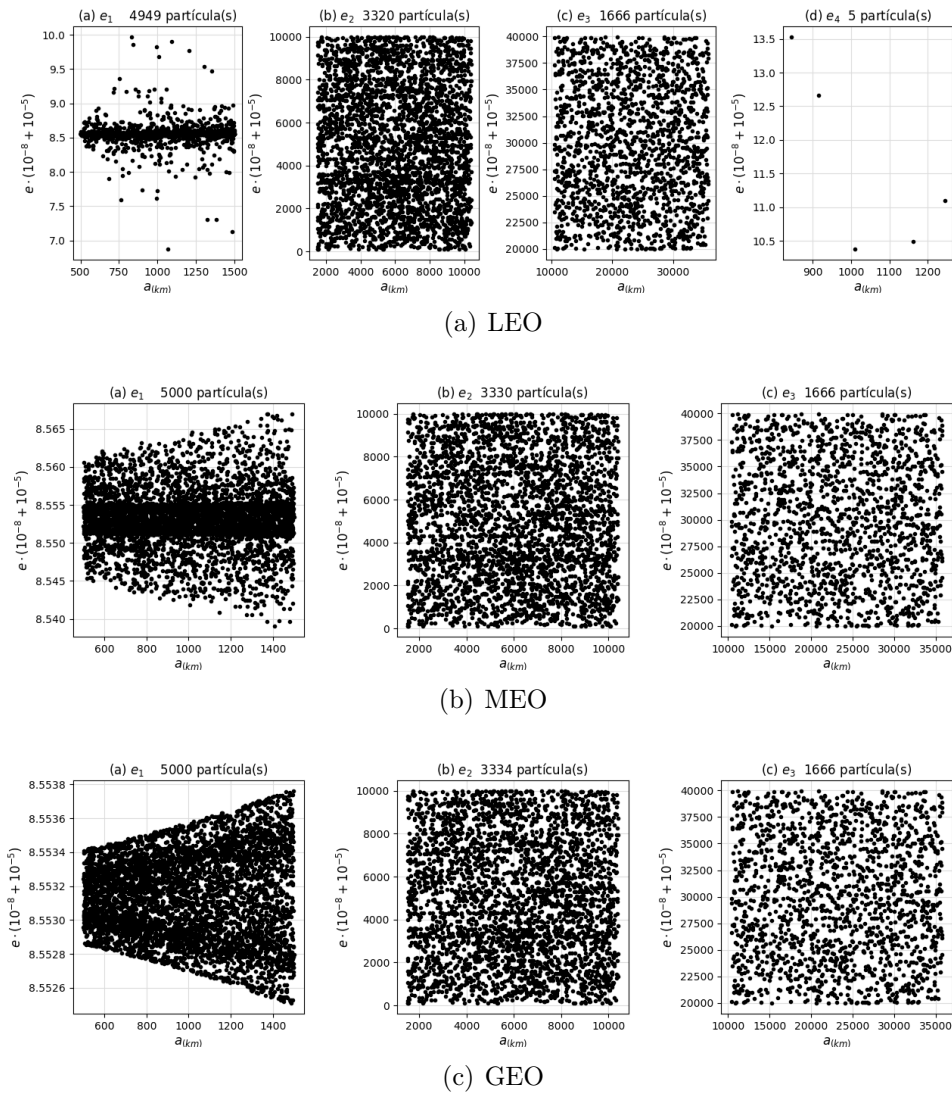


Figura 4.30: Excentricidade das partículas após abordagem hiperbólica do NEO₃ regiões.

O NEO₄, por ser mais massivo, apresentou maiores perturbações nas partículas de DE, que os demais objetos: quando passou em LEO provocou 1.262 colisões e fez com que 2.474 partículas saíssem da faixa de $e_{inicial}$ (figuras 4.31(a) e 4.32(a)); já a abordagem na região MEO ocasionou 138 colisões e 2.016 partículas fora da faixa de $e_{inicial}$ (figuras 4.31(b) e 4.32(b)); quando a abordagem ocorreu na região GEO os resultados foram menos expressivos, obtivemos apenas 28 colisões, isso devido às características desta região, que apresenta maior dispersão das partículas (figuras 4.31(c) e 4.32(c)).

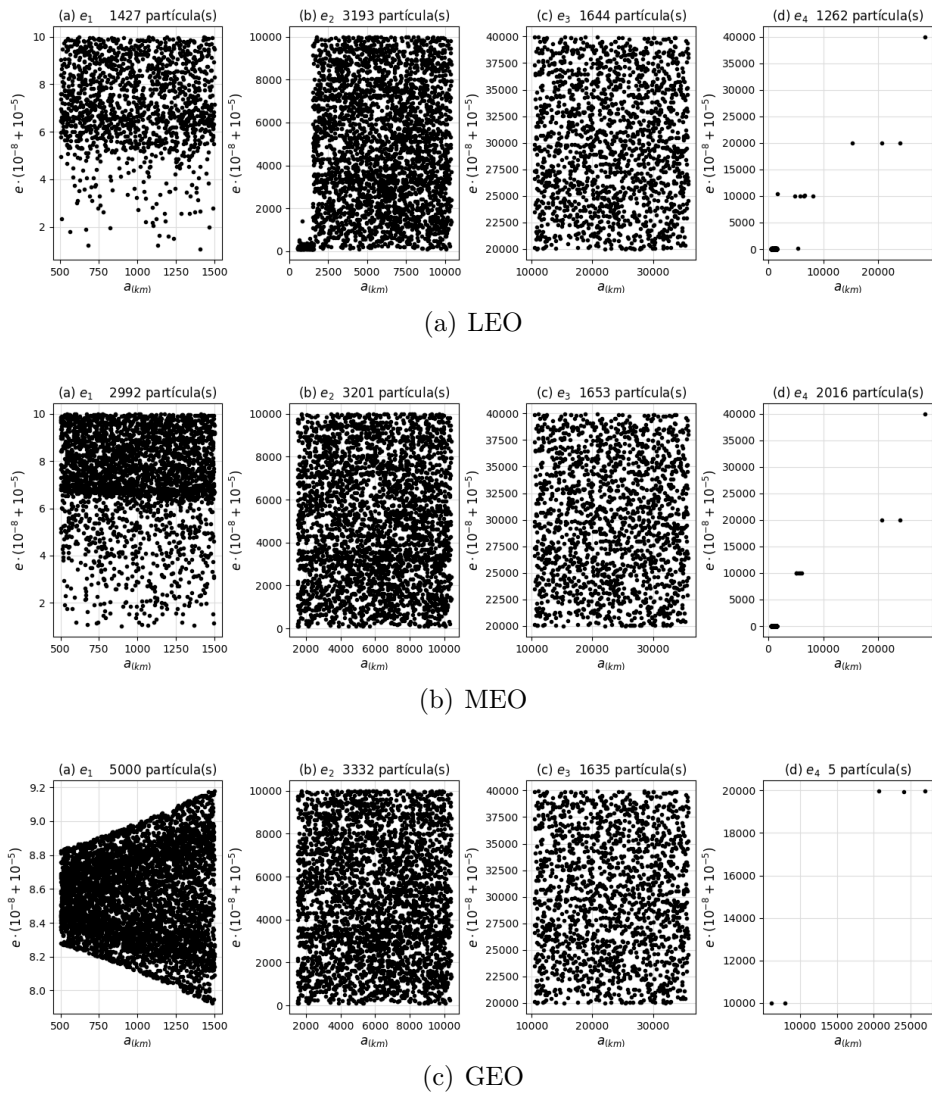


Figura 4.31: Excentricidade das partículas após abordagem hiperbólica do NEO₄, em cada uma das regiões.

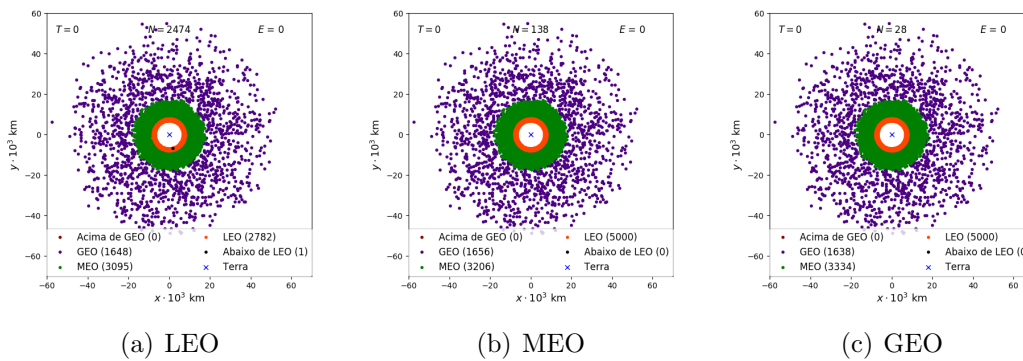


Figura 4.32: Distribuição orbital das partículas após abordagem hiperbólica do NEO_4 , em cada uma das regiões.

Como visto, as abordagens dos objetos próximas a Terra provocaram alterações nas partículas das regiões orbitais, sendo que a intensidade destas modificações estavam relacionadas diretamente com o massa do objeto perturbador. Os apêndices B.3 e B.4 trazem os resultados das simulações do bloco II na ausência do corpo perturbador. Comparando as simulações em ambos os casos, percebemos o fenômeno provocado pela perturbação dos objetos ao passarem pelas regiões orbitais terrestres.

4.2.2 Etapa II

As primeiras simulações da etapa II consistiram em 2.300 partículas divididas entre as três regiões orbitais. Todas as partículas possuíam a mesma excentricidade (10^{-5}) e sua maior concentração estava em LEO, seguida de MEO e por último GEO, com a menor quantidade. Iniciamos desta forma, com todas as partículas possuindo o mesmo valor em e porque facilitava a detecção de qualquer alteração neste elemento, caso viesse a ocorrer. No caso contrário, quando este elemento é variado inicialmente, a análise é mais trabalhosa, já que a alteração não ocorre em todas as partículas, apenas nas que estão mais próximas do objeto perturbador. E dependendo da perturbação, esta alteração é bem pequena.

O conjunto de simulações desta etapa mostrou efeitos visíveis na excentricidade das partículas que representam os DE, porém na distribuição orbital não foi percebida nenhuma alteração significativa. O conjunto de corpos foi integrado por 10 períodos do objeto, cada um. Como já vimos anteriormente no decorrer do capítulo, os objetos menos maciços necessitam de mais tempo de interação para mostrar resultados mais evidentes. No entanto, os mais maciços, apresentaram resultados em menos tempo de simulação.

Serão discutidos aqui os resultados obtidos com NEO_3 e o NEO_4 . Estes objetos foram escolhidos por apresentarem resultados mais expressivos em menos tempo de simulação, isso devido às suas massas elevadas.

As figuras 4.33 e 4.34 apresentam os resultados das simulações onde os objetos passam a uma distância mínima da Terra de 95.670 km e 191.340 km, respectivamente. Ao comparar estes resultados com os obtidos nas simulações do bloco I, ratificamos as informações já discutidas no decorrer deste capítulo, de que a massa, o tempo de interação e a distância entre os corpos são fatores relacionados com a intensidade dos efeitos da perturbação. Como se vê, aqui temos resultados que se intensificam de acordo com o tamanho da massa do objeto e com a distância entre os corpos. O tempo de interação também é ressaltado, já que quanto mais aumentamos o número de períodos do objeto em torno da Terra, mais heterogêneo é o valor da e das partículas.

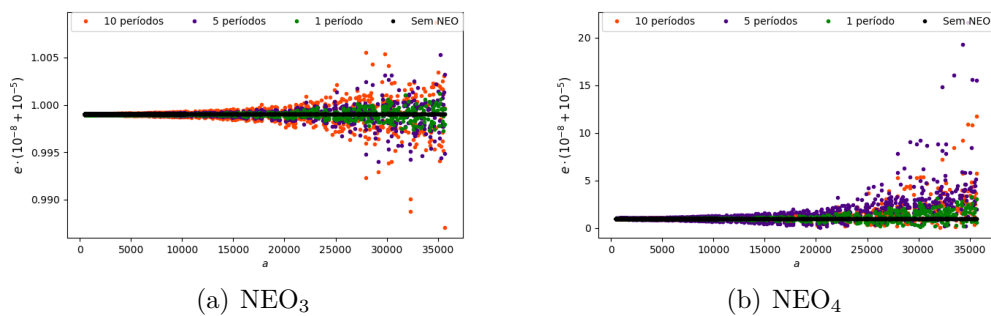


Figura 4.33: Excentricidade das partículas após interação com objeto perturbador passando fora das regiões orbitais, com p equivalente a 95.670 km.

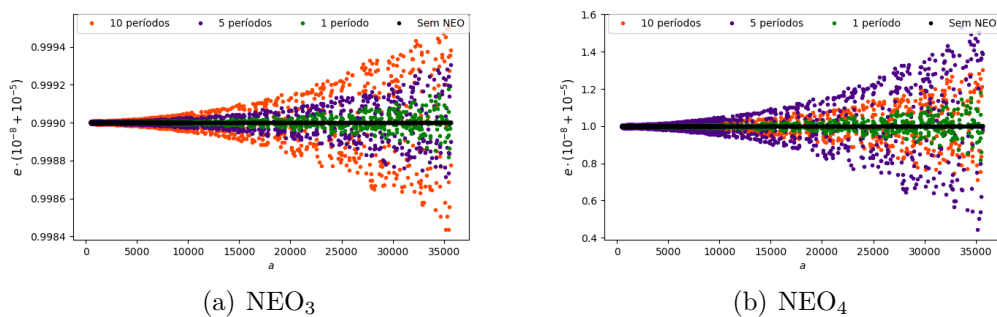
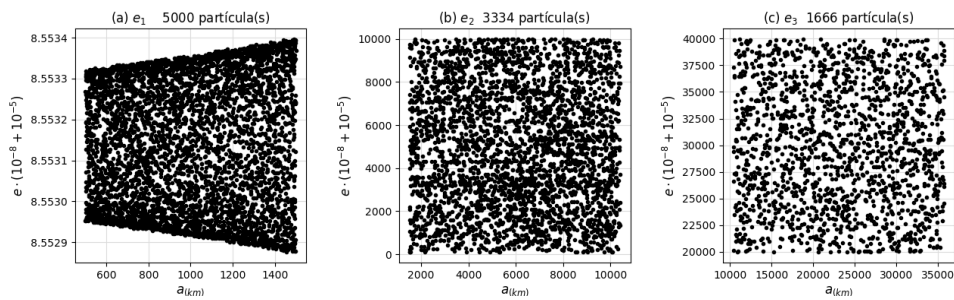


Figura 4.34: Excentricidade das partículas após interação com objeto perturbador passando fora das regiões orbitais, com p equivalente a 191.340 km.

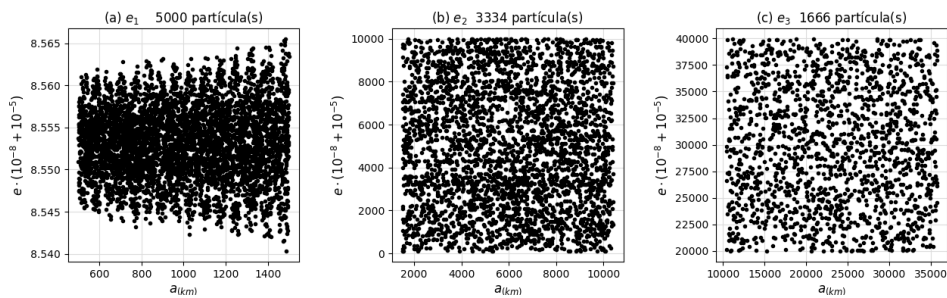
Nas ilustrações, é possível observar, também, que partículas atingem excentricidades menores depois da interação. Isso se explica devido à concorrência entre as forças gravitacionais do NEO e da Terra. Quando a partícula está mais próxima da Terra e mais distante do NEO, a Terra detém maior influência e acaba “puxando” a partícula para mais próxima de si, diminuindo, desta forma, sua órbita.

Os próximos passos desta etapa constituíram em simulações onde as regiões eram ocupadas por partículas nas quais o elemento e recebia valores variados, dentro de uma faixa, conforme a região orbital. Este conjunto de simulação foi executado pelo tempo corresponde a 50 períodos de cada objeto. E este passa a uma distância mínima de 84.328 km da atmosfera da Terra.

Após o tempo de interação explicitado, verificamos que o NEO₁ não ocasionou nenhuma alteração visível nos elementos keplerianos das partículas. Com o NEO₂ começamos a perceber uma pequena alteração a partir do 9º período do objeto. Esta alteração é bem sutil e é verificada nas partículas de menor excentricidade. O NEO₃, por possuir massa maior que o NEO₁ e o NEO₂, provoca uma maior desorganização no elemento e das partículas. Esta alteração começa a ser vista logo após o 1º período do objeto. Por fim, o NEO₄ causa uma maior perturbação, fazendo-nos perceber uma desorganização maior na excentricidade das partículas, chegando a deixar alguma destas fora da faixa de valores pré-definidos para e , como ilustram as figuras 4.35 e 4.36, a seguir.



(a) após 50 períodos do NEO₃



(b) após 1 período do NEO₄

Figura 4.35: Excentricidade das partículas após interação com NEO₃ e NEO₄, em tempos distintos, com p equivalente a 84.328 km.

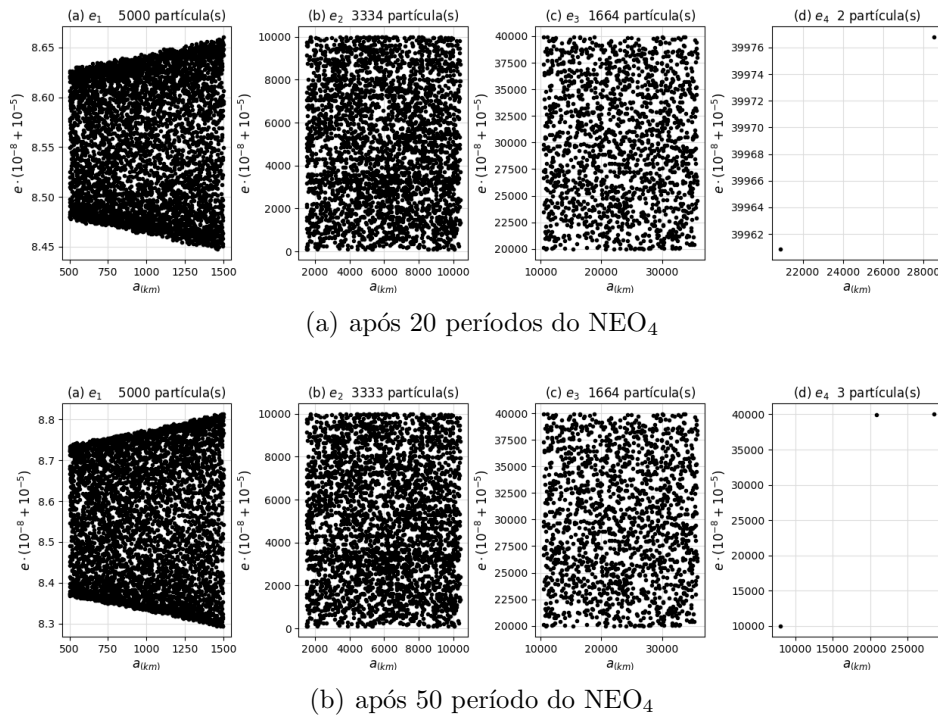


Figura 4.36: Excentricidade das partículas após interação com NEO₄, em tempos distintos, com p equivalente a 84.328 km

Nota-se que mesmo o NEO₄ tendo uma massa significativa, não foi verificada nenhuma migração de partícula entre regiões, nem escape do campo de influência da Terra. Isso porque o objeto passa longe das regiões orbitais e para resultados mais significativos, no sentido de desorganização orbital, necessitaria de um maior tempo de interação e, portanto, de simulação. Quanto às colisões, para ocorrer, o objeto teria de passar próximo às partículas ou perturbá-las intensamente, fazendo com suas excentricidades variassem a ponto de variar também seus semieixos maiores. Neste caso, as partículas migrariam de região e poderiam acabar colidindo com o objeto ou com a Terra, como veremos nas simulações do bloco III (seção 4.3). Isso porque tratamos aqui apenas as colisões propriamente ditas, o choque entre corpos.

4.3 Simulações do bloco III

No bloco III trabalhamos com uma distância mínima (p) bem superior que àquelas da etapa II (seção 4.2.2). Isso porque aqui o problema é inverso: a Terra age como corpo perturbador e o NEO como corpo central, que é perturbado. A Terra possui uma massa bem superior ao do objeto central e os efeitos ocasionados por sua perturbação são intensos, já que seu campo gravitacional atinge uma grande distância. Desta forma, a análise que compõe este bloco de simulações buscou verificar a capacidade

do planeta em perturbar outros corpos menores, além de averiguar a capacidade de um corpo maior perturbar e “puxar” fragmentos de um menor.

Para atingir os objetivos descritos, executamos diversas simulações na qual variamos o p da Terra em relação ao NEO e fixamos o a , correspondente a 1 UA (149.600.000 km). Cada simulação foi integrada (executada) pelo tempo correspondente a 2 períodos do corpo perturbador (nesta caso, a Terra). Escolhemos um tempo curto de simulação para estes experimentos, devido ao tamanho de a , que é grande, fazendo com que 1 período demore muito tempo para se concretizar.

Quando a Terra tem $p = \frac{a}{3}$ notamos uma leve perturbação nos fragmentos do NEO, haja vista a distância entre os objetos, que é grande. Neste caso não percebemos mudança na distribuição orbital dos fragmentos do objeto, já que a perturbação e elevação da excentricidade foi pequena, variando apenas algumas partículas (fragmentos), como ilustra a figura 4.37. Esta simulação nomeamos de SG1¹.

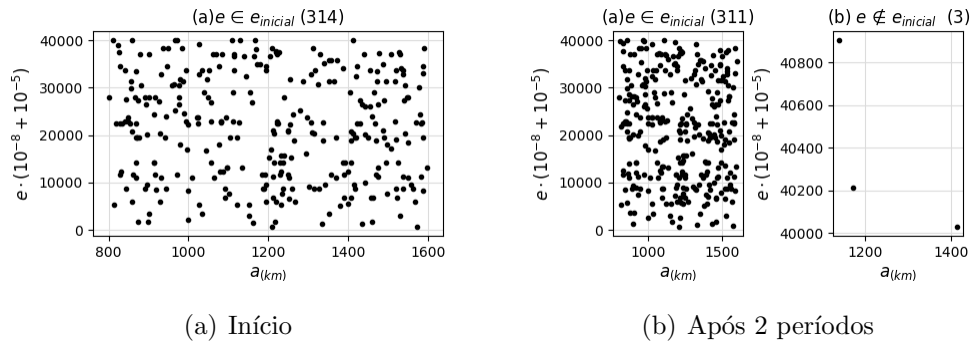


Figura 4.37: Resultados das excentricidades após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 49.866.667 km do objeto central. Quando necessário a ilustração divide o gráfico de cada simulação em 2 para facilitar a identificação das partículas que tiveram suas excentricidades alteradas para valores fora da faixa pre-definida $e_{inicial}$.

Partindo destes resultados fomos reduzindo p e analisando os efeitos. Com $p = \frac{a}{12}$ obtivemos os resultados de SG2, que foram similares aos de SG1, sem grande expressividade na alteração da excentricidade dos fragmentos (Vide apêndice B.3.1). A seguir, fizemos análises com $p = \frac{a}{50}$ (SG3), $p = \frac{a}{200}$ (SG4), $p = \frac{a}{600}$ (SG5), $p = \frac{a}{800}$ (SG6), $p = \frac{a}{1000}$ (SG7), $p = \frac{a}{1200}$ (SG8) e $p = \frac{a}{3000}$ (SG9). A medida que diminuíamos o valor de p , como previsto, os efeitos perturbativos da Terra sobre fragmentos do NEO iam se tornando cada vez mais intensos.

Os resultados obtidos em SG3 e SG4 mostraram efeitos mais intensos nas perturbações dos fragmentos que SG1 e SG2, devido à distância de p que era menor. Entretanto, não causou grande desorganização nos fragmentos (Vide apêndices B.3.2 e B.3.3). Em SG5 os fragmentos começam a se espalhar, visto que e começa a ser

¹Nesta seção nomeamos as simulações para facilitar sua identificação na discussão, já que se trata do mesmo tipo de simulação e o que diferencia uma da outra é apenas a distância do pericentro.

elevado (figura 4.38) de forma significativa. Entretanto a partir de SG6 verificamos uma desorganização total dos fragmentos, visto que a Terra está em movimento e passa “muito” próxima do NEO, que possui uma massa muito menor. Por isso, ela acaba puxando não só os fragmentos, mas também o próprio corpo central. Além disso, a intensidade da perturbação fez com que um número grande de fragmentos colidisse com o próprio objeto central, como ilustram os gráficos das figuras 4.39 e 4.40, que trazem a distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra em intervalo de tempo e distâncias variadas. Por meio das ilustrações é possível verificar também que diversas partículas “escapam” do campo de influência do objeto, já que suas excentricidades atingem valores superior a 1. As excentricidades destas simulações podem ser encontradas no apêndice B.3.4.

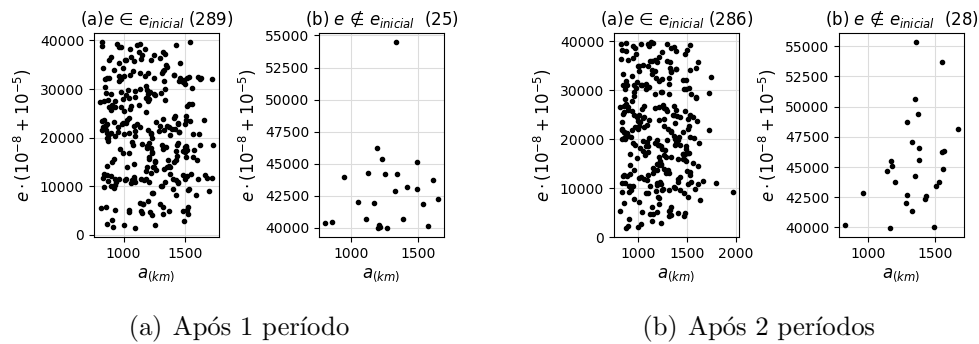


Figura 4.38: Excentricidade após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 249.333 km do objeto central.

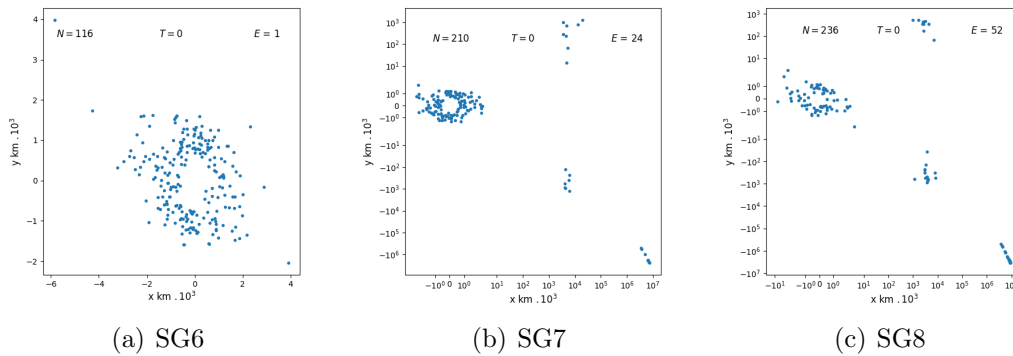


Figura 4.39: Distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra, em tempo equivalente a 1 período, variando a distância do seu pericentro em relação ao NEO.

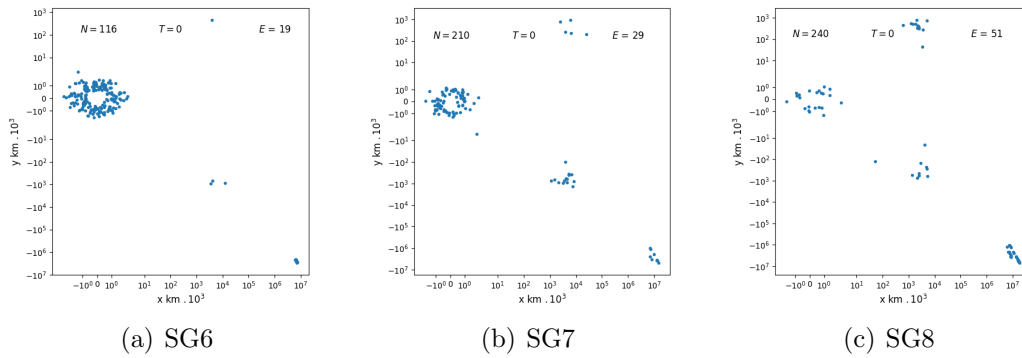


Figura 4.40: Distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra, em tempo equivalente a 2 períodos, variando a distância do seu pericentro em relação ao NEO

Como podemos perceber por meio das ilustrações, à medida em que diminuimos a distância entre a Terra e o objeto central os fragmentos vão perdendo sua estrutura inicial de distribuição, ou seja, eles se espalham no espaço devido a intensa perturbação que eleva sua excentricidade e altera também seu semieixo maior. Tudo isso faz com os fragmentos desprendam do campo de influência do objeto. Na simulação SG9 o corpo perturbador passa mais próximo do corpo central, que nas simulações anteriores. Nesta p equivale à aproximadamente 49.866 km, cerca de 74.800 km a menos que em SG8. Devido a esta proximidade, vemos que em SG9 todas as partículas sofrem o efeito perturbativo, pois todas saem da faixa de $e_{inicial}$ e tem seu semieixo maior afetado, de forma que se espalham quase que totalmente no espaço (figura 4.42). Analisando as ilustrações das figuras 4.39 e 4.40, percebemos que mesmo após a interação algumas partículas conservam sua distribuição inicial, diferente de SG9 (figura 4.41), dada sua proximidade do corpo central.

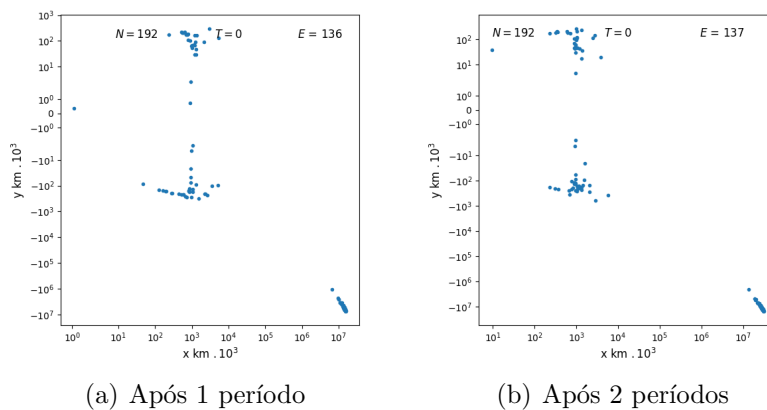


Figura 4.41: Distribuição orbital dos fragmentos após interação com a Terra, em tempos variados e distância de p equivalente a 49.866 km

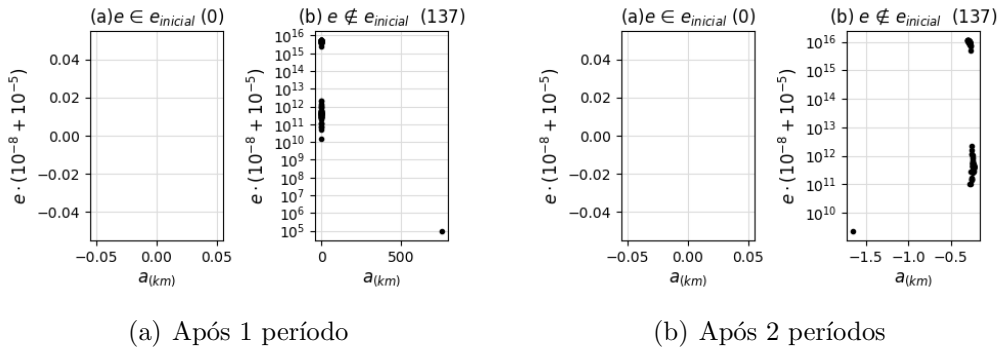


Figura 4.42: Excentricidade dos fragmentos após interação com a Terra, em tempos variados e distância de p equivalente a 49.866 km

4.4 Simulações do bloco IV

O bloco IV contempla a análise do modelo Jesus e as simulações no REBOUND com objetos reais (Tabela 3.2), onde os elementos a e e dos detritos são obtidos por meio da distribuição proposta pelo modelo.

Iniciaremos esta seção discutindo os resultados obtidos com a abordagem dos objetos reais, nas regiões orbitais terrestres. Nestas, os elementos a e e dos detritos são obtidos por meio de números pseudo-aleatórios. Na sequência, trataremos os resultados das mesmas simulações, porém com os elementos a e e do disco de DE obtidos por meio da distribuição proposta por Jesus [Jesus 2006, Jesus 2007].

Comparando os resultados obtidos nesta seção com os demais, estes se mostram bem tênues, já que estes objetos são menores em diâmetro e tem menor massa. Quanto aos resultados, verificamos que quando os objetos abordam as regiões orbitais em menor velocidade (figura 4.44) os resultados das interações com os detritos são mais expressivos, quando comparados com maior velocidade (figura 4.43). Isso pois, como já reportado anteriormente, o NEO em menor velocidade consegue interagir mais e com um maior número de partículas.

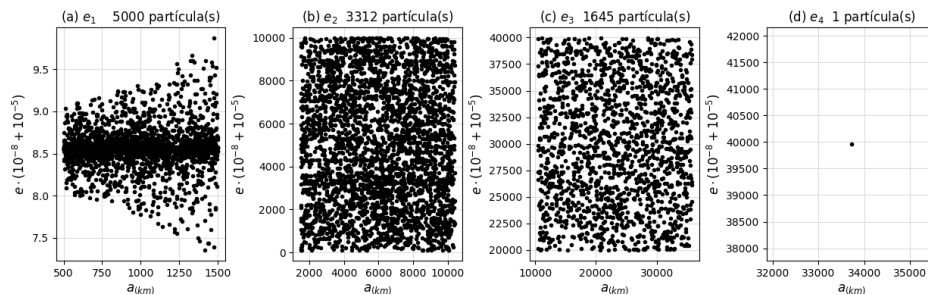


Figura 4.43: Excentricidade dos DE após interação dos objetos (Tabela 3.2) em abordagem hiperbólica, a 8 km/s

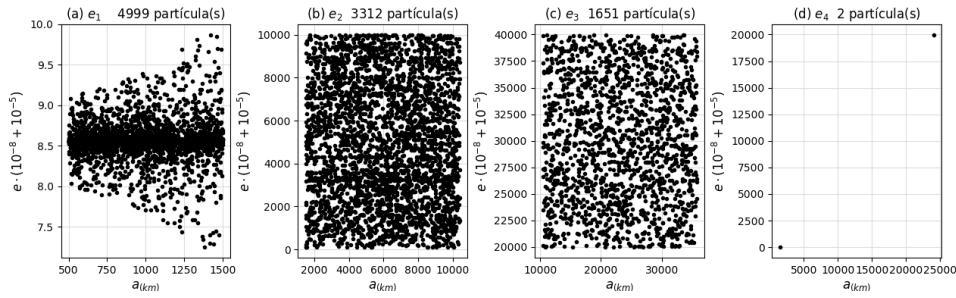


Figura 4.44: Excentricidade dos DE após interação dos objetos (Tabela 3.2) em abordagem hiperbólica, a 2 km/s

Como podemos perceber, com as abordagens em menor velocidade as partículas tem um espalhamento maior, devido ao aumento da excentricidade, decorrente da interação. O mesmo ocorre com o número de colisões, sendo GEO a região mais afetada (figura 4.45).

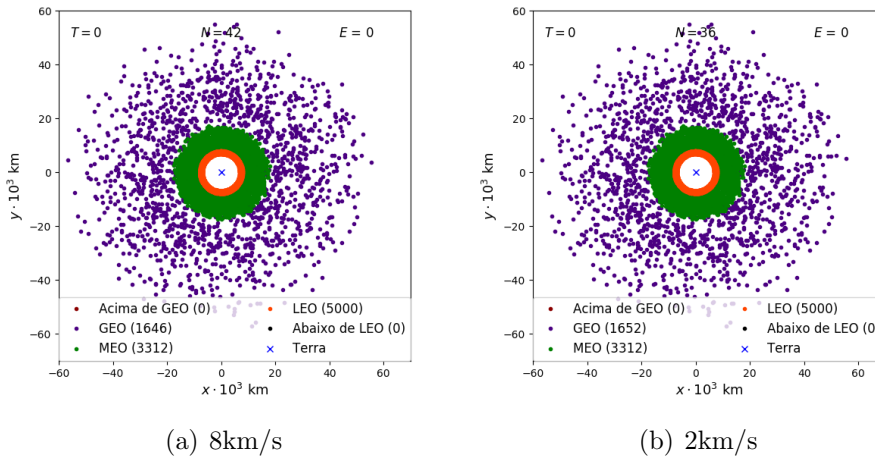


Figura 4.45: Distribuição orbital dos DE após interação dos objetos (Tabela 3.2) em abordagem hiperbólica

Tendo por base estes resultados, já presumimos que os efeitos ocasionados pelos objetos com velocidades reais apresentam efeitos perturbativos mais tímidos, já que trafegam em velocidade maiores, como ilustram as figuras 4.46, 4.47, 4.48, 4.49 e 4.50, que apresentam os efeitos ocasionados nas excentricidades das partículas de DE após interação com os objetos. Vale ressaltar que os efeitos das interações vão se somando a cada abordagem, de forma que a figura 4.46 apresenta os efeitos da interação do primeiro objeto (410777), enquanto a figura 4.50 apresenta os efeitos após abordagens dos 5 objetos simulados.

Percebe-se que os resultados estão entre os obtidos para as velocidades equivalentes a 2 km/s e 8 km/s. Além disso, verificamos por meio das ilustrações que os obje-

tos 410777, 2016 WJ1, 2004 MN4 e 2018 GG2 provocaram colisões nas partículas, enquanto que o objeto 276033 não apresentou este efeito devido a sua distância das regiões orbitais terrestre.

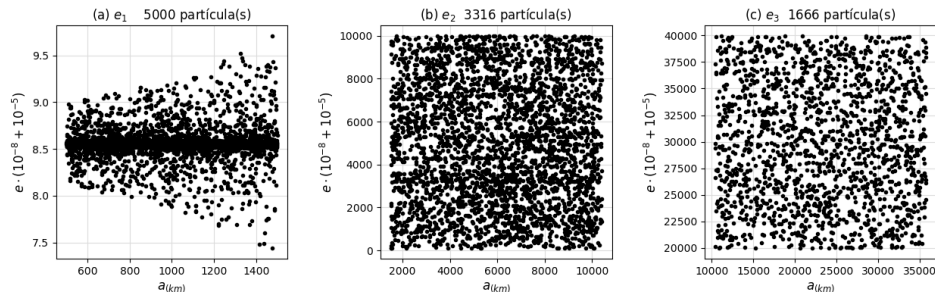


Figura 4.46: Excentricidade dos DE após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica

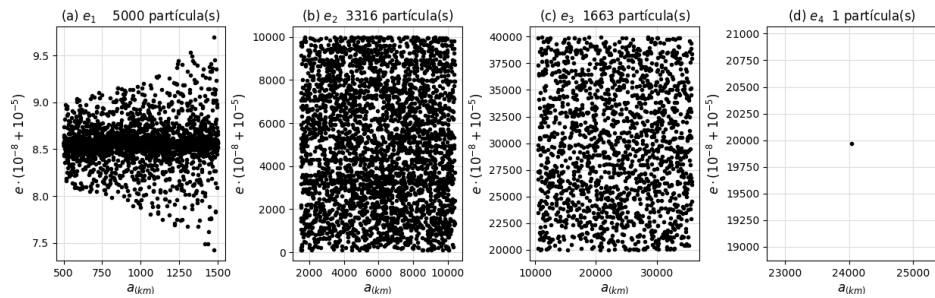


Figura 4.47: Excentricidade dos DE após interação com objeto 2016 WJ1 em abordagem hiperbólica

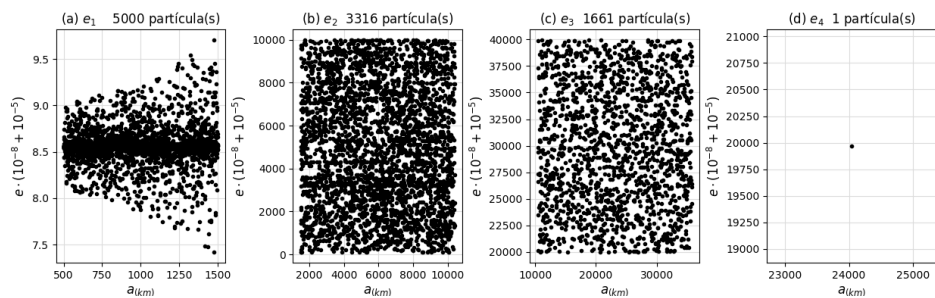


Figura 4.48: Excentricidade dos DE após interação com objeto 2004 MN4 em abordagem hiperbólica

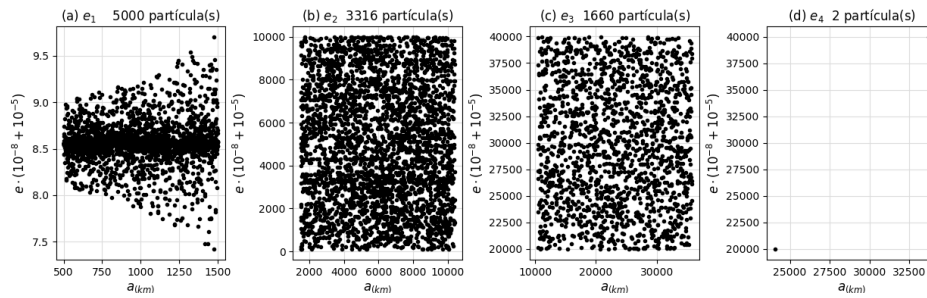


Figura 4.49: Excentricidade dos DE após interação com objeto 2018 GG2 em abordagem hiperbólica

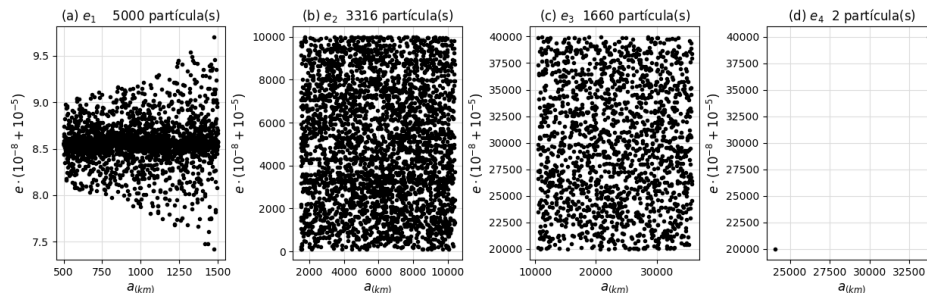


Figura 4.50: Excentricidade dos DE após interação com objeto 276033 em abordagem hiperbólica

As colisões foram percebidas entre as regiões MEO e GEO, visto que os objetos trafegam entre regiões. Enquanto que nas partículas de menor e (e_1 LEO), nota-se um pequeno espalhamento na excentricidade provocada pela perturbação destes objetos.

Utilizando uma distribuição obtida pelo modelo Jesus [Jesus 2006, Jesus 2007] para cada um dos elementos a e e , efetuamos outras simulações com estes objetos. Por uso desta distribuição, os elementos deixam de ser aleatórios e passam a ter valores sequenciais e muito próximos entre si, obtidos em função de um valor inicial. Isso permite que as partículas fiquem muito próximas uma das outras, com pouca dispersão, o que favorece a interação com o objeto.

A sequência de figuras 4.51, 4.52, 4.53, 4.54, 4.55 e 4.54, a seguir, apresentam os resultados, para as quais as órbitas dos DE foram construídas por meio de uma sequência de a e e , onde a_0 e e_0 coincidem com a altitude inferior de cada região orbital. Devido à diferença pequena entre as altitudes das órbitas criadas, nesta simulação os DE não chegam a ocupar todas as altitudes das regiões, principalmente GEO que possui uma faixa maior de altitudes e uma quantidade menor de objetos. Nesta região os DE de maior altitude ficam a 10.700 km (quando Δa equivale a 0,2) da atmosfera terrestre. Por isso, apenas um dos objetos (410777) trafega entre as partículas, os demais passam acima desta altitude, o que implica em menor interação. Neste sentido, conforme ilustram as figuras a seguir, apenas o objeto 410777 provoca

colisão com as partículas e uma migração para região abaixo de LEO (quando $\Delta a > 0,1$). Também, nota-se, por meio das ilustrações, que diversas partículas sofrem uma pequena elevação na excentricidade (gráfico (d) das ilustrações), que fazem com que saiam da faixa de e definida inicialmente. Este número de partículas é maior que nas simulações anteriores, devido a forma de distribuição das mesmas, que ficam muito próximas entre si.

As figuras 4.51, 4.52 e 4.53 apresentam as excentricidades das partículas após interação com o mesmo objeto (410777). O que varia entre as ilustrações é o Δa utilizado no modelo Jesus para a distribuição das partículas. Como pode-se perceber, a elevação deste valor favorece maior dispersão das partículas, já que com $\Delta a = 0,2$ (figura 4.53) vemos partículas em maiores altitudes, quando comparado com Δa menor (figura 4.51 e 4.52).

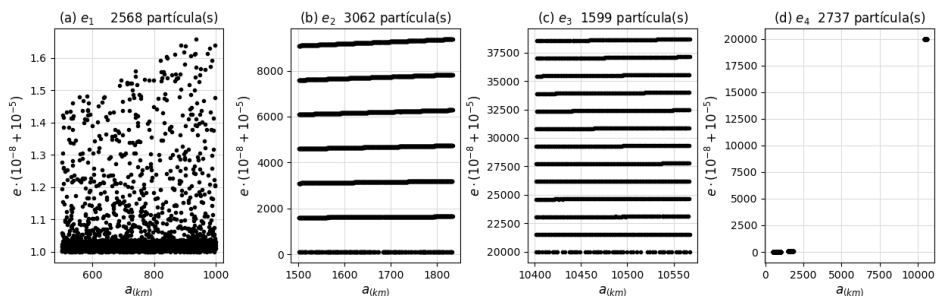


Figura 4.51: Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,1$), após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica.

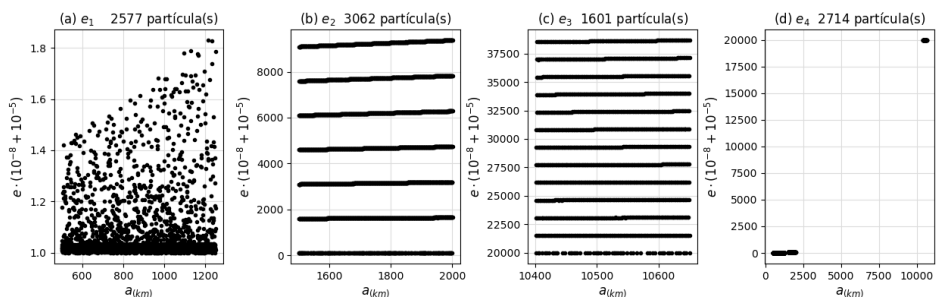


Figura 4.52: Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,15$), após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica.

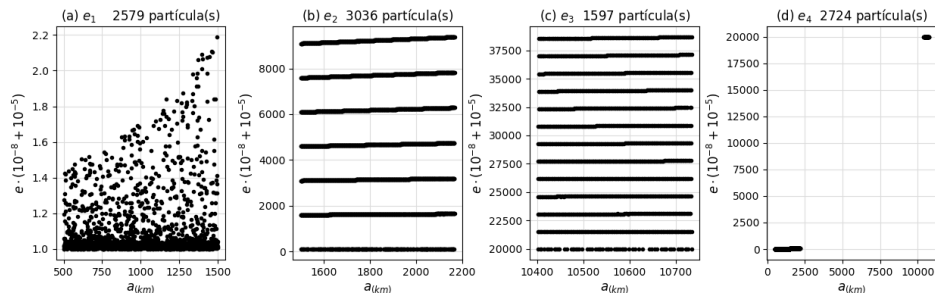


Figura 4.53: Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,2$), após interação com objeto 410777 em abordagem hiperbólica.

Após interação com o objeto 410777, temos as abordagens dos demais objetos (2016 WJ1, 2004 MN4 e 2018 GG2). Porém, eles trafegam fora do disco de partículas de DE implicado em uma interação mais fraca. Este fato é percebido pela pouca variação nos elementos, quando comparamos os resultados da interação do primeiro objeto (figuras 4.51, 4.52 e 4.53) com o somatório da interação dos demais, como ilustram as figuras 4.54, 4.55 e 4.56, que trazem os resultados após interações com todos os objetos, com variação no Δa , da distribuição do a das partículas.

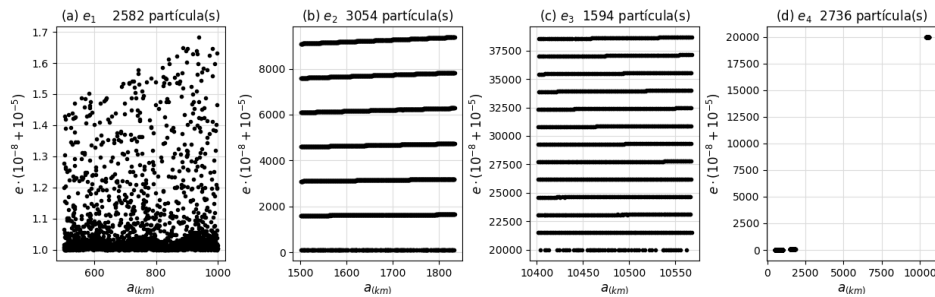


Figura 4.54: Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,1$), após interação com objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica.

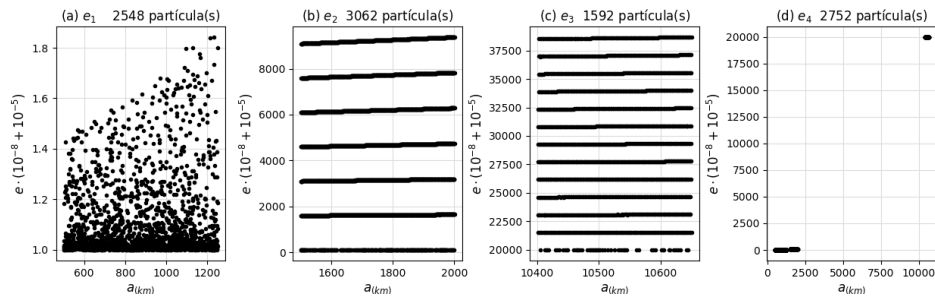


Figura 4.55: Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,15$), após interação com objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica.

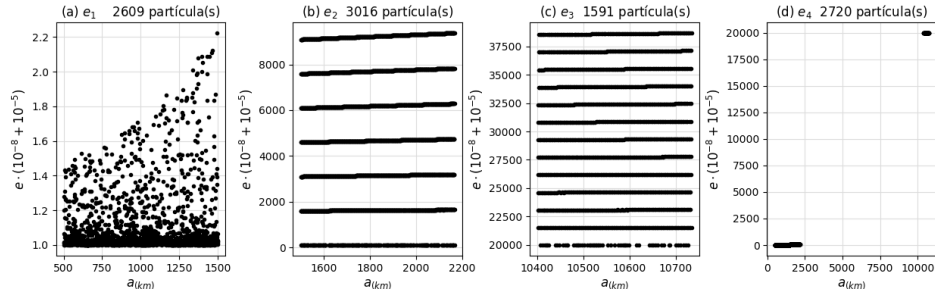


Figura 4.56: Excentricidade dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus, com $\Delta a = 0,2$), após interação com objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica.

Como visto por meio das ilustrações, o Δa influencia na altitude das partículas. Assim, quando Δa assume valores maiores, as partículas atingem maiores altitudes. Desta forma, há também maior possibilidade de interação com os demais objetos do conjunto simulado, que trafegam em altitudes mais elevadas. Por isso, percebemos que o número de colisões cresce conforme aumentamos o valor de Δa (figura 4.57).

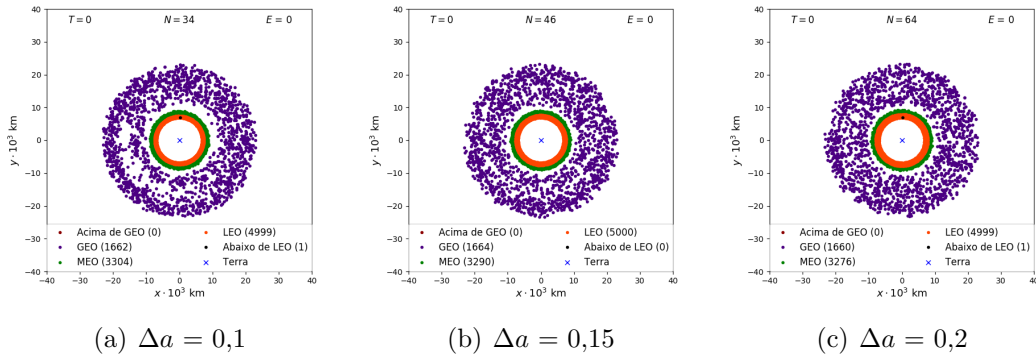


Figura 4.57: Distribuição orbital dos DE (com órbitas obtidas pelo Modelo Jesus), após interação com todos os objetos da Tabela 3.2, em abordagem hiperbólica

Do conjunto de simulações acima foram selecionados detritos aleatórios com Δa variado, e calculamos o deslocamento com base nos elementos keplerianos iniciais e finais dos objetos obtidos pelo REBOUND, conforme ilustra a Tabela 4.1.

Tabela 4.1: Valores de Δr obtido por meio de elementos calculados pelo REBOUND

e_0	e_n	a_0	a_n	Δa	Δr
	$7,65^{-6}$		500,07	0,2	34,128687
10^{-5}	$1,01798^{-5}$	500	500,003	0,15	19,673249
	$7,76^{-6}$		499,98	0,15	36,073864

Tendo por base as informações da Tabela 4.1, calculamos o Δr conforme proposta de Jesus. Comparando os valores obtidos com o cálculo do Δr por meio das informações

fornecidas pelo REBOUND, com o cálculo obtido pelo modelo Jesus, verificamos que eles estão próximos, conforme Tabela 4.2.

Tabela 4.2: Valores para Δr

Δr (km)	Δr (km) (Jesus)
34,128687	54,732872
19,673249	19,277856
34,118016	36,073864

Desta forma, para verificar o comportamento do modelo, realizamos diversas outras simulações para o cálculo do Δr proposto por Jesus. Nestas, inicialmente foram simulados dois sistemas no REBOUND, sendo o sistemas de 2 corpos (Terra de DE) e o sistema de 3 corpos (Terra, NEO e DE). Destas simulações obtemos novos valores para o Δr e através dos elementos keplerianos destes corpos, calculamos seus valores utilizando o modelo Jesus. De acordo com os gráficos das figuras 4.58 e 4.59, que ilustram os números de acertos do modelo com uma diferença de até 100 km em relação aos dados obtidos pelo REBOUND, conforme aumentamos o número de interações aumenta-se também o número de acertos do modelo em relação ao cálculo do integrador. Como podemos perceber pelas ilustrações, ambos os casos apresentam o mesmo comportamento, sendo que o sistema de três mostra melhores resultados, já que o número de acertos é maior que o de dois corpos.

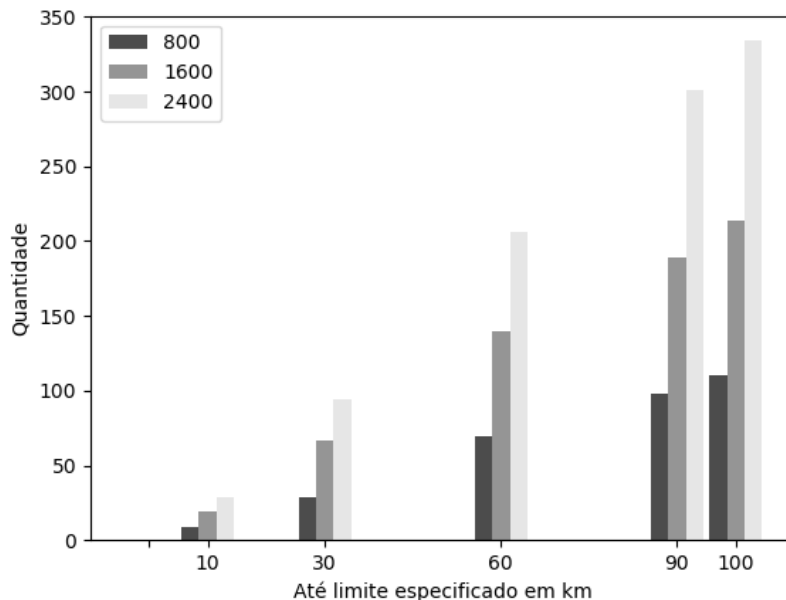


Figura 4.58: Valores do Δr obtida pelo modelo Jesus com base nos resultados e nos elementos obtidos pelo integrador REBOUND, para o sistema de dois corpos.

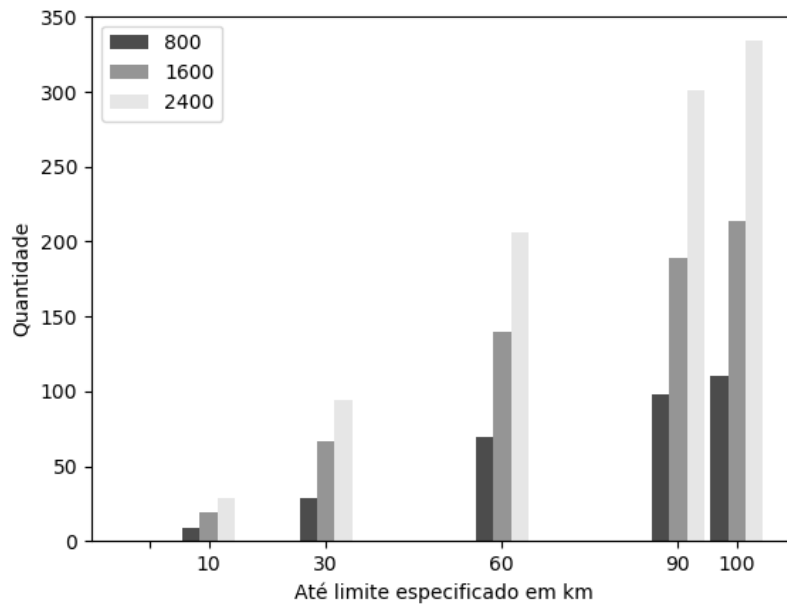


Figura 4.59: Valores do Δr obtida pelo modelo Jesus com base nos resultados e nos elementos obtidos pelo integrador REBOUND, para o sistema de três corpos.

Pelas análises, percebemos que o modelo de distribuição adotado por Jesus é ideal para partículas que ficam próximas, com pouca dispersão entre si. Neste sentido, podemos dizer que é uma distribuição adequada para as partículas da região LEO, por exemplo. Entretanto, quando parte para altitudes maiores, como GEO, onde as partículas apresentam maior dispersão, o modelo não apresenta boa configuração, já que precisamos de um maior distanciamento entre os objetos. Quanto ao cálculo do deslocamento médio, nas diversas simulações o modelo apresenta uma certa convergência em relação aos valores obtidos pelo cálculo com informações do REBOUND. É importante frisar também, que o modelo de distribuição adotado para as partículas é de suma importância no resultado final das análises das interações, visto que este fator influencia nos resultados obtidos.

Capítulo 5

Considerações Finais

As pesquisas espaciais além de contribuir para a modernização de bens e serviços para a humanidade, tem produzido um ambiente hostil no espaço. Esta situação adversa tem criado uma preocupação na comunidade científica devido à possibilidade da inviabilização de missões espaciais num futuro próximo, além dos riscos eminentes de colisões provocadas por detritos espaciais nos satélites e naves ativas. Outra questão é a presença de outros objetos maiores nas regiões orbitais, como os NEO, que podem vir a perturbar os detritos, fazendo com que eles mudem sua distribuição orbital. Neste sentido, esta pesquisa objetivou analisar a capacidade de perturbação dos NEO nas camadas de detritos espaciais.

Sendo assim, a partir dos experimentos realizados foi possível fazer algumas conclusões:

- As perturbações ocasionadas nas partículas estão diretamente relacionadas com a massa e com o número de períodos do NEO em torno da terra, assim como pela proximidade do objeto à região orbital. Este ponto é explicado pela Lei da Gravitação Universal de Newton que enuncia que a força de atração/interação dos corpos é proporcional às suas massas e inversamente proporcional ao quadrado da distância que separa seus centros de gravidade. E quanto maior for o tempo desta interação, haverá superposição dos efeitos desta força;
- As perturbações tem a capacidade de alterar a excentricidade das partículas. Dependendo do tamanho desta alteração o semieixo maior das partículas também é alterado, fazendo com que elas migrem de região. Neste caso as partículas se espalham pelas regiões orbitais terrestres, podendo ainda se chocar com o objeto ou com a Terra. Nestas situações sua distribuição em torno do planeta é modificada. Além disso, no cenário completo estas colisões aumentariam a poluição nas regiões orbitais, já que acabariam gerando novos detritos de tamanhos variados. Neste sentido, sabemos que as partículas submilimétricas de detritos são difíceis de serem detectadas pelos radares, entretanto em

velocidades orbitais elas causam danos significativos nos satélites e naves em operação.

- Em um caso mais extremo, quando a perturbação é muito grande (intensa) a excentricidade atinge valores superiores a 1. Neste caso elas “despreendem” do campo gravitacional da terra e “escapam” partindo para regiões distantes;
- Concernente ao modelo Jesus, a distribuição dos elementos a e e proposta é indicada para partículas que ficam muito próximas entre si, como a região LEO. Pois o modelo fornece valores sequenciais e muito próximos entre si.

Levando-se em conta os fatos observados, podemos inferir que as perturbações gravitacionais ocasionadas pelos NEO nos detritos podem ser danosas, visto que seu espalhamento pode ocasionar uma poluição maior na região e, num caso mais extremo, podem comprometer as regiões definidas previamente como seguras para os lançamentos das missões espaciais. Entretanto, as migrações de objetos para regiões acima de LEO podem ter um ponto até interessante devido a possibilidade de “desafogamento” desta região, que atualmente desperta preocupações devido à alta concentração de detritos. Além disso, as migrações para regiões abaixo de LEO podem favorecer a reentrada de objetos.

5.1 Pesquisas Futuras

A pesquisa realizada concentrou-se no estudo do cenário composto por Terra, NEO e DE. Para esta análise tornar-se completa e mais realista pretendemos incluir mais três sub-análises, quais sejam: i) a inclusão do arrasto atmosférico na região LEO, para as altitudes abaixo de 500 km; ii) a análise das partículas que colidiram com o objeto e com o planeta e foram removidas das regiões orbitais; e iii) a detecção e análise das colisões entre partículas de DE. As análises das colisões consistem em verificar em quais condições estas partículas colidem, e no caso mais detalhado, simular a fragmentação e/ou junção de partículas no momento da colisão.

As tarefas descritas não contemplam o cronograma desta pesquisa, porém irá enriquecer ainda mais o estudo. Para conclusão do cronograma proposto nesta pesquisa iremos ainda escrever e submeter o artigo sobre o tema estudado para uma revista especializada de boa qualidade.

Referências Bibliográficas

- [Alfvén 1964] Alfvén, H. (1964). On the origin of the asteroids. *Icarus*, 3(1):52–56.
- [Bhatnagar e Saha 1993] Bhatnagar, K. e Saha, L. (1993). N-body problem. *Bulletin of the Astronomical Society of India*, 21:1–25.
- [Celletti e Gales 2014] Celletti, A. e Gales, C. (2014). On the dynamics of space debris: 1: 1 and 2: 1 resonances. *Journal of Nonlinear Science*, 24(6):1231–1262.
- [Cellino et al. 2002] Cellino, A., Zappala, V., e Tedesco, E. (2002). Near-earth objects: Origins and need of physical characterization. *Meteoritics & Planetary Science*, 37(12):1965–1974.
- [Chapman et al. 1978] Chapman, C. R., Williams, J. G., e Hartmann, W. K. (1978). The asteroids. *Annual Review of Astronomy and Astrophysics*, 16(1):33–75.
- [CNEOS 2018a] CNEOS (2018a). Discovery statistics. <https://cneos.jpl.nasa.gov/stats/totals.html>. 08 de maio, 2018.
- [CNEOS 2018b] CNEOS (2018b). Neo earth close approaches. <https://cneos.jpl.nasa.gov/ca/l>. 08 de maio, 2018.
- [CNEOS 2018c] CNEOS (2018c). Neo groups. https://cneos.jpl.nasa.gov/about/neo_groups.html. 23 de junho, 2018.
- [DeLuca et al. 2013] DeLuca, L., Bernelli, F., Maggi, F., Tadini, P., Pardini, C., Anselmo, L., Grassi, M., Pavarin, D., Francesconi, A., Branz, F., et al. (2013). Active space debris removal by a hybrid propulsion module. *Acta Astronautica*, 91:20–33.
- [Diacu 1996] Diacu, F. (1996). The solution of then-body problem. *The mathematical intelligencer*, 18(3):66–70.
- [Dohnanyi 1971] Dohnanyi, J. S. (1971). Fragmentation and distribution of asteroids. *NASA Special Publication*, 267:263.
- [EarthObservatory 2009] EarthObservatory (2009). High earth orbit. <https://earthobservatory.nasa.gov/IOTD/view.php?id=40173>. Agosto, 2009.
- [ESA 2017] ESA (2017). Space debris by the numbers. goo.gl/7kxzzj6. 10 de maio, 2018.

- [Everhart 1985] Everhart, E. (1985). An efficient integrator that uses gauss-radau spacings. In *International Astronomical Union Colloquium*, volume 83, pp. 185–202. Cambridge University Press.
- [Farinella et al. 1993] Farinella, P., Gonczi, R., Froeschlé, C., e Froeschlé, C. (1993). The injection of asteroid fragments into resonances. *Icarus*, 101(2):174–187.
- [Froeschle e Morbidelli 1994] Froeschle, C. e Morbidelli, A. (1994). The secular resonances in the solar system. In *Symposium-International Astronomical Union*, volume 160, pp. 189–204. Cambridge University Press.
- [Gladman et al. 1997] Gladman, B. J., Migliorini, F., Morbidelli, A., Zappala, V., Michel, P., Cellino, A., Froeschle, C., Levison, H. F., Bailey, M., e Duncan, M. (1997). Dynamical lifetimes of objects injected into asteroid belt resonances. *Science*, 277(5323):197–201.
- [Greenstadt 1971] Greenstadt, E. (1971). Conditions for magnetic interaction of asteroids with the solar wind. *Icarus*, 14(3):374–381.
- [Heppenheimer 1980] Heppenheimer, T. (1980). Secular resonances and the origin of eccentricities of mars and the asteroids. *Icarus*, 41(1):76–88.
- [Herbert 1993] Herbert, F. (1993). Solar wind interaction with asteroids. *Advances in Space Research*, 13(10):249–258.
- [Jackson e Zook 1992] Jackson, A. e Zook, H. (1992). Orbital evolution of dust particles from comets and asteroids. *Icarus*, 97(1):70–84.
- [Jesus et al. 2012] Jesus, A. D., Ribeiro, R. S., Rossi, A., e Veira Neto, E. (2012). Evasive maneuvers in space debris environment and technological parameters. *Mathematical Problems in Engineering*, 2012.
- [Jesus 2006] Jesus, A. D. C. (2006). Dinâmica de colisão em ambiente de detritos. *Proposta de Pós-Doutorado. Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE*.
- [Jesus 2007] Jesus, A. D. C. (2007). Dinâmica orbital em ambiente de detritos espaciais. *Relatório Técnico - Brasil: CNPq*, (201717/2006-5, 01/11/2006 a 31/10/2007).
- [Kessler 1991] Kessler, D. J. (1991). Collisional cascading: The limits of population growth in low earth orbit. *Advances in Space Research*, 11(12):63–66.
- [Kessler et al. 2010] Kessler, D. J., Johnson, N. L., Liou, J., e Matney, M. (2010). The kessler syndrome: implications to future space operations. *Advances in the Astronautical Sciences*, 137(8):2010.
- [Lecar e Franklin 1997] Lecar, M. e Franklin, F. (1997). The solar nebula, secular resonances, gas drag, and the asteroid belt. *Icarus*, 129(1):134–146.
- [Liedahl et al. 2013] Liedahl, D., Rubenchik, A., Libby, S. B., Nikolaev, S., e Phipps, C. R. (2013). Pulsed laser interactions with space debris: target shape effects. *Advances in Space Research*, 52(5):895–915.

- [Liou e Weaver 2005] Liou, J. e Weaver, J. (2005). Orbital dynamics of high area-to-mass ratio debris and their distribution in the geosynchronous region. In *Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, ESA SP-587, ESA Publications Division, Noordwijk, The Netherlands*, pp. 285–290.
- [Liou e Johnson 2006] Liou, J.-C. e Johnson, N. L. (2006). Risks in space from orbiting debris. *SCIENCE-NEW YORK THEN WASHINGTON-*, 311(5759):340.
- [Marzari et al. 1995] Marzari, F., Davis, D., e Vanzani, V. (1995). Collisional evolution of asteroid families. *Icarus*, 113(1):168–187.
- [Michel et al. 2000] Michel, P., Migliorini, F., Morbidelli, A., e Zappala, V. (2000). The population of mars-crossers: Classification and dynamical evolution. *Icarus*, 145(2):332–347.
- [Morbidelli 1999] Morbidelli, A. (1999). Origin and evolution of near earth asteroids. In *International Astronomical Union Colloquium*, volume 172, pp. 39–50. Cambridge University Press.
- [Morbidelli et al. 2002] Morbidelli, A., Bottke, W., Froeschlé, C., Michel, P., et al. (2002). Origin and evolution of near-earth objects. *Asteroids III*, 409.
- [Morbidelli e Gladman 1998] Morbidelli, A. e Gladman, B. (1998). Orbital and temporal distributions of meteorites originating in the asteroid belt. *Meteoritics & Planetary Science*, 33(5):999–1016.
- [Namouni 1999] Namouni, F. (1999). Secular interactions of coorbiting objects. *Icarus*, 137(2):293–314.
- [Nasa 2010] Nasa (2010). What is orbital debris? <https://goo.gl/7fN6KT>. 08 de maio, 2018.
- [NASA 2015] NASA (2015). International space station performs fourth and fifth debris avoidance maneuvers of 2014. *Orbital Debris Quarterly News*, 19(1).
- [Nesvorný e Morbidelli 1998] Nesvorný, D. e Morbidelli, A. (1998). Three-body mean motion resonances and the chaotic structure of the asteroid belt. *The Astronomical Journal*, 116(6):3029.
- [Nishida et al. 2009] Nishida, S.-I., Kawamoto, S., Okawa, Y., Terui, F., e Kitamura, S. (2009). Space debris removal system using a small satellite. *Acta Astronautica*, 65(1-2):95–102.
- [Radtke et al. 2017] Radtke, J., Kerschull, C., e Stoll, E. (2017). Interactions of the space debris environment with mega constellations—using the example of the oneweb constellation. *Acta Astronautica*, 131:55–68.
- [Rein e Liu 2012] Rein, H. e Liu, S.-F. (2012). Rebound: an open-source multi-purpose n-body code for collisional dynamics. *Astronomy & Astrophysics*, 537:A128.

- [Rein e Spiegel 2014] Rein, H. e Spiegel, D. S. (2014). Ias15: a fast, adaptive, high-order integrator for gravitational dynamics, accurate to machine precision over a billion orbits. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 446(2):1424–1437.
- [Rein e Tamayo 2015] Rein, H. e Tamayo, D. (2015). whfast: a fast and unbiased implementation of a symplectic wisdom–holman integrator for long-term gravitational simulations. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 452(1):376–388.
- [Rein e Tremaine 2011] Rein, H. e Tremaine, S. (2011). Symplectic integrators in the shearing sheet. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 415(4):3168–3176.
- [Rossi 2008] Rossi, A. (2008). Resonant dynamics of medium earth orbits: space debris issues. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 100(4):267–286.
- [Rossi et al. 1994] Rossi, A., Cordelli, A., Farinella, P., e Anselmo, L. (1994). Collisional evolution of the earth’s orbital debris cloud. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 99(E11):23195–23210.
- [Rossi et al. 1997] Rossi, A., Cordelli, A., Farinella, P., Anselmo, L., e Pardini, C. (1997). Long term evolution of the space debris population. *Advances in Space Research*, 19(2):331–340.
- [Saha e Tremaine 1992] Saha, P. e Tremaine, S. (1992). Symplectic integrators for solar system dynamics. *The Astronomical Journal*, 104:1633–1640.
- [Sampaio et al. 2014] Sampaio, J., Wnuk, E., de Moraes, R. V., e Fernandes, S. (2014). Resonant orbital dynamics in leo region: Space debris in focus. *Mathematical Problems in Engineering*, 2014.
- [Sanchez et al. 2013] Sanchez, J. A., Michelsen, R., Reddy, V., e Nathues, A. (2013). Surface composition and taxonomic classification of a group of near-earth and mars-crossing asteroids. *Icarus*, 225(1):131–140.
- [Scheeres et al. 2000] Scheeres, D. J., Ostro, S. J., Werner, R. A., Asphaug, E., e Hudson, R. S. (2000). Effects of gravitational interactions on asteroid spin states. *Icarus*, 147(1):106–118.
- [Shoemaker et al. 1979] Shoemaker, E. M., Williams, J., Helin, E., e Wolfe, R. (1979). Earth-crossing asteroids: Orbital classes, collision rates with earth, and origin. *Asteroids*, 1:253–282.
- [Torbett e Smoluchowski 1982] Torbett, M. e Smoluchowski, R. (1982). Motion of the jovian commensurability resonances and the character of the celestial mechanics in the asteroid zone-implication for kinematics and structure. *Astronomy and Astrophysics*, 110:43–49.

- [Valk et al. 2009a] Valk, S., Delsate, N., Lemaître, A., e Carletti, T. (2009a). Global dynamics of high area-to-mass ratios geo space debris by means of the megn indicator. *Advances in Space Research*, 43(10):1509–1526.
- [Valk e Lemaître 2008] Valk, S. e Lemaître, A. (2008). Semi-analytical investigations of high area-to-mass ratio geosynchronous space debris including earth’s shadowing effects. *Advances in Space Research*, 42(8):1429–1443.
- [Valk et al. 2009b] Valk, S., Lemaître, A., e Deleflie, F. (2009b). Semi-analytical theory of mean orbital motion for geosynchronous space debris under gravitational influence. *Advances in Space Research*, 43(7):1070–1082.
- [Wang e Kivelson 1996] Wang, Z. e Kivelson, M. G. (1996). Asteroid interaction with solar wind. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 101(A11):24479–24493.
- [Wetherill 1979] Wetherill, G. W. (1979). Steady state populations of apollo-amor objects. *Icarus*, 37(1):96–112.
- [Wetherill 1992] Wetherill, G. W. (1992). An alternative model for the formation of the asteroids. *Icarus*, 100(2):307–325.
- [Wikipedia 2010] Wikipedia, C.-B.-S.-. (2010). Orbital plane. [https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_plane_\(astronomy\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_plane_(astronomy)). 08demaio, 2018.
- [Wisdom e Holman 1991] Wisdom, J. e Holman, M. (1991). Symplectic maps for the n-body problem. *The Astronomical Journal*, 102:1528–1538.
- [Yoshikawa 1990] Yoshikawa, M. (1990). Motions of asteroids at the kirkwood gaps. In *Twenty-Third Symposium on Celestial Mechanics*, pp. 21–30.
- [Zuiani et al. 2012] Zuiani, F., Vasile, M., e Gibbings, A. (2012). Evidence-based robust design of deflection actions for near earth objects. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 114(1-2):107–136.

Apêndice A

Fluxograma geral das simulações

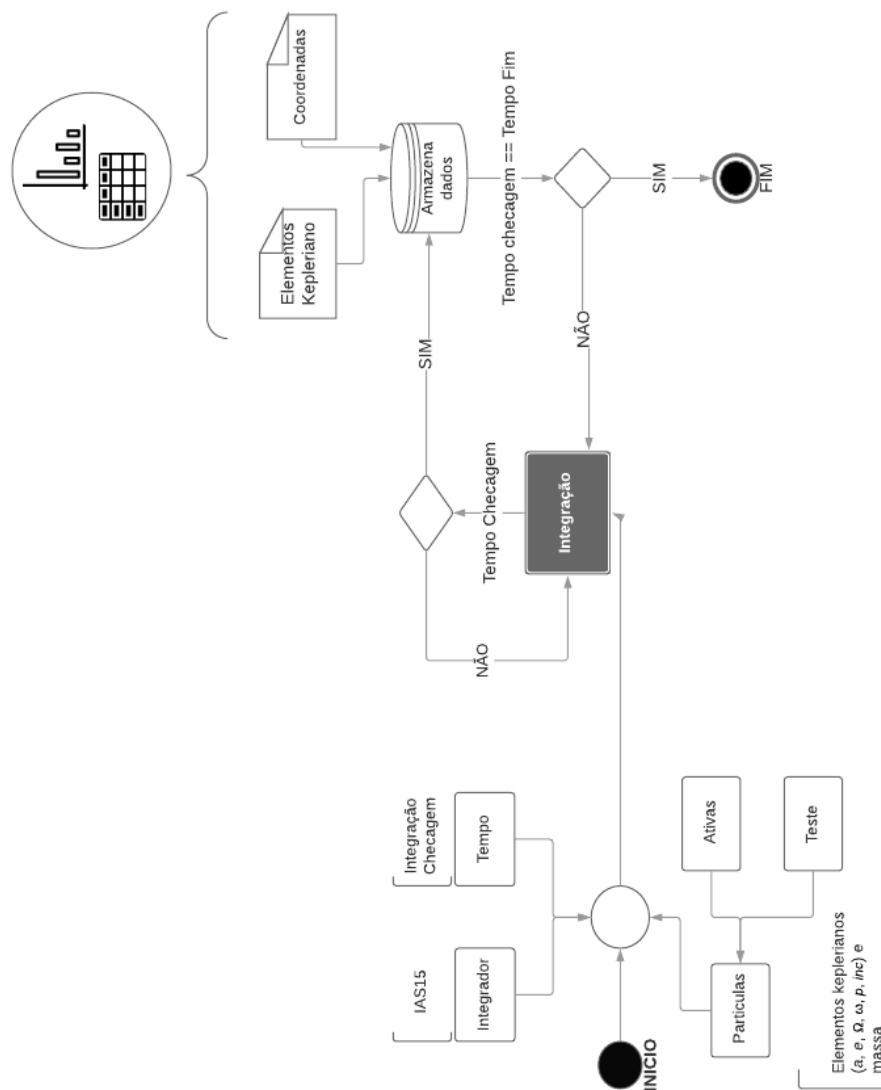


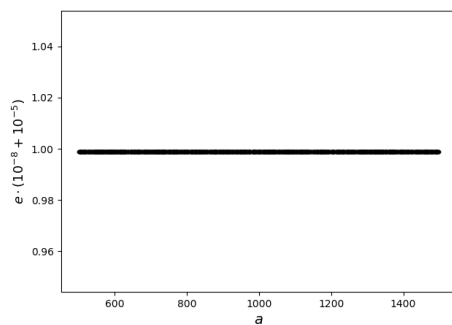
Figura A.1: Fluxograma geral das simulações

Apêndice B

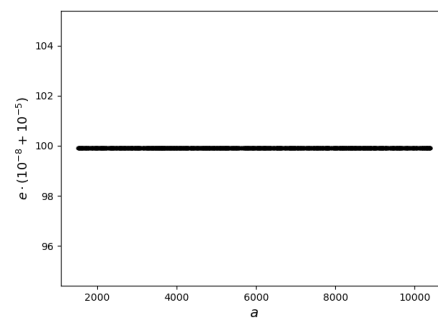
Resultados das simulações

B.1 Simulações do Bloco I

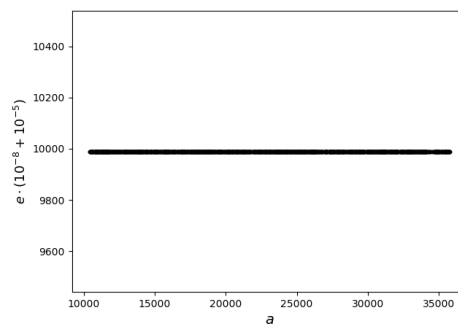
B.1.1 Resultados das simulações com ausência de corpo perturbador



(a) LEO



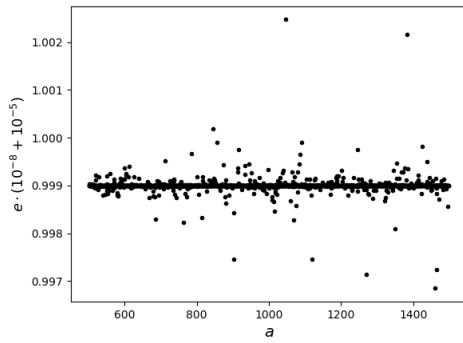
(b) MEO



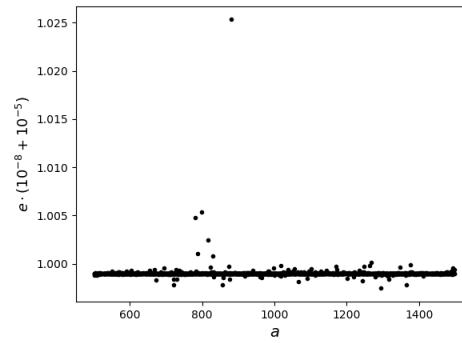
(c) GEO

Figura B.1: Excentricidade das partículas após integração sem corpo perturbador. As partículas foram integradas pelo tempo equivalente a 50 períodos do NEO₄ e após este tempo seus elementos keplerianos pouco variaram, permanecendo com e constante, haja vista a ausência de perturbação

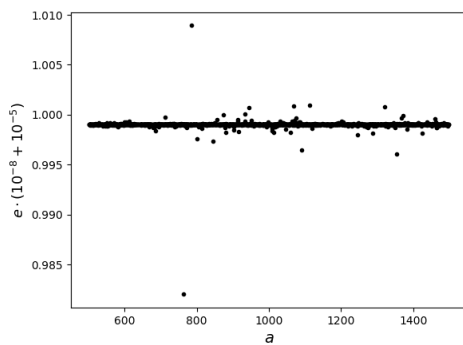
B.1.2 Resultado obtido com à abordagem hiperbólica em LEO do NEO₂



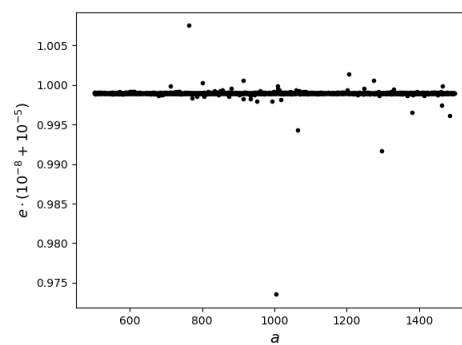
(a) 2km/s



(b) 8km/s



(c) 16km/s



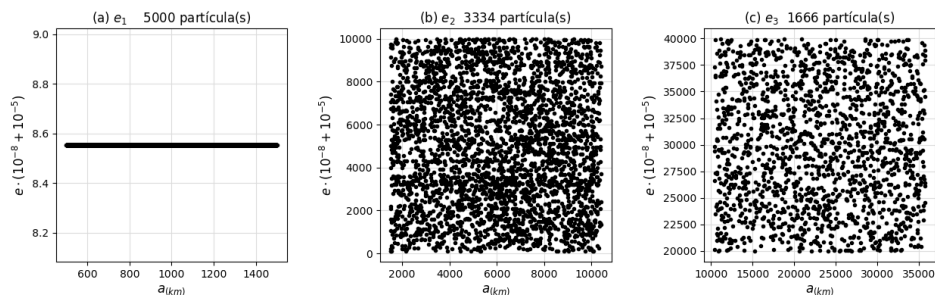
(d) 44km/s

Figura B.2: Excentricidade das partículas após interação com NEO₂ em abordagem hiperbólica, com velocidades variadas. As partículas foram integradas pelo tempo equivalente a 1 período do NEO₄ e após este tempo notou-se que a velocidade com qual o corpo aborda a região orbital terrestre influencia nos seus efeitos perturbativos, visto que, com menor velocidade o objeto permanece mais tempo dentro da região orbital e interage mais com as partículas. No caso oposto, ele trafega rápido e seus efeitos perturbativos são menores

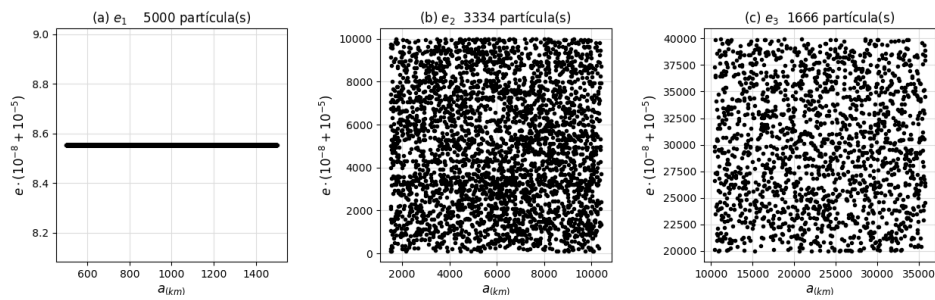
B.2 Simulações do Bloco II

B.2.1 Resultados das simulações com ausência de corpo perturbador

A - Excentricidade das partículas



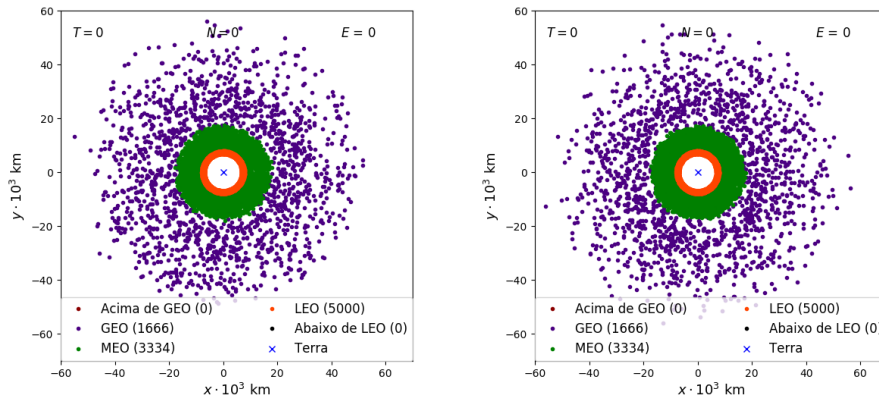
(a) Após tempo equivalente a 1 período do NEO_4



(b) Após tempo equivalente a 50 períodos do NEO_4

Figura B.3: Simulação nas três regiões ocupadas. As partículas foram divididas em 3 gráficos para facilitar a visualização dos efeitos. A divisão é baseada no $e_{inicial}$, sendo e_1 equivalente ao intervalo $10^{-5} \leq e \leq 10^{-4}$, e_2 a $10^{-3} \leq e \leq 10^{-1}$ e e_3 a $0,2 \leq e \leq 0,4$

B - Distribuição orbital



(a) Após tempo equivalente a 1 período (b) Após tempo equivalente a 100 períodos do NEO₄

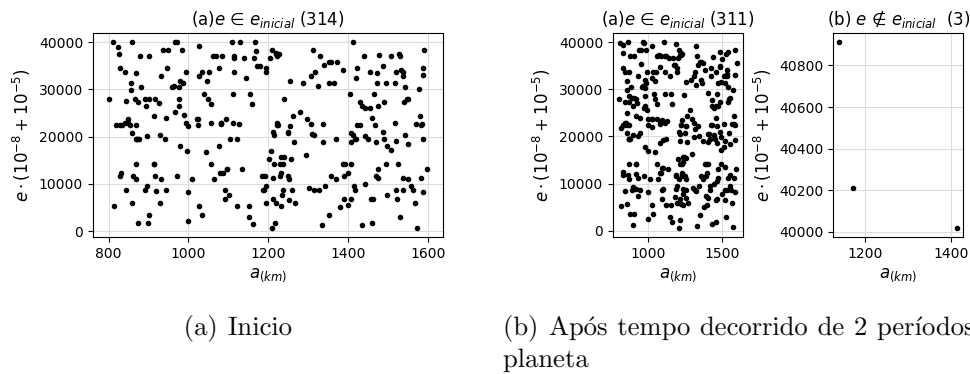
Figura B.4: Distribuição orbital das partículas após integração sem corpo perturbador

B.3 Simulações do Bloco III

B.3.1 Resultados obtidos com a simulação SG2

Resultados após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 12.466.667km do objeto central.

A - Excentricidade dos fragmentos



(a) Início

(b) Após tempo decorrido de 2 períodos do planeta

Figura B.5: Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta. Simulação nomeada de SG2

B - Distribuição orbital

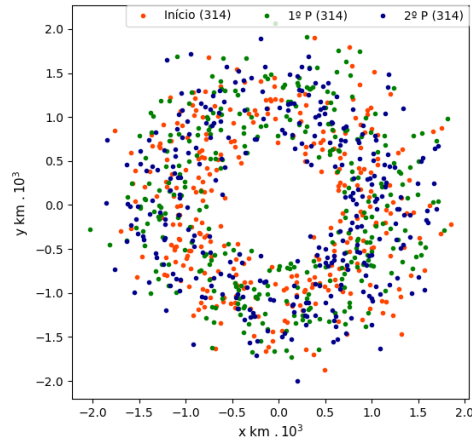
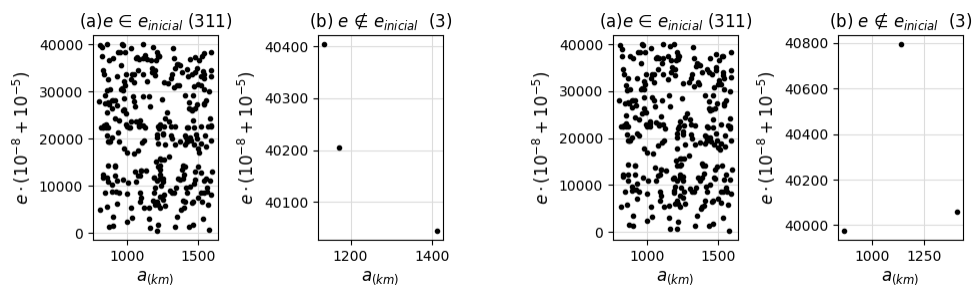


Figura B.6: Distribuição dos fragmentos após interação.

B.3.2 Resultados obtidos com a simulação SG3

Resultados após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 2.992.000 km do objeto central.

A - Excentricidade dos fragmentos



(a) Após tempo decorrido de 1 período do planeta
 (b) Após tempo decorrido de 2 períodos do planeta

Figura B.7: Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta. Simulação nomeada de SG3.

B - Distribuição orbital

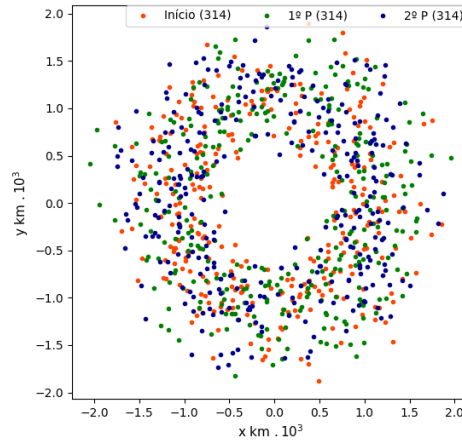
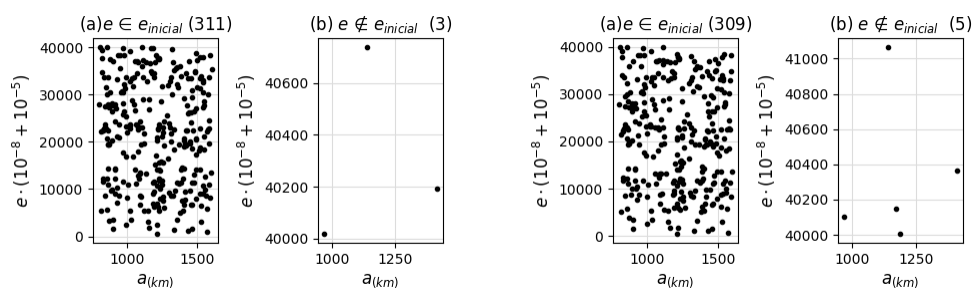


Figura B.8: Distribuição dos fragmentos após interação.

B.3.3 Resultados obtidos com a simulação SG4

Resultados após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 784.000 km do objeto central.

A - Excentricidade dos fragmentos



(a) Após tempo decorrido de 1 período do planeta
 (b) Após tempo decorrido de 2 períodos do planeta

Figura B.9: Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta. Simulação nomeada de SG4.

B - Distribuição orbital

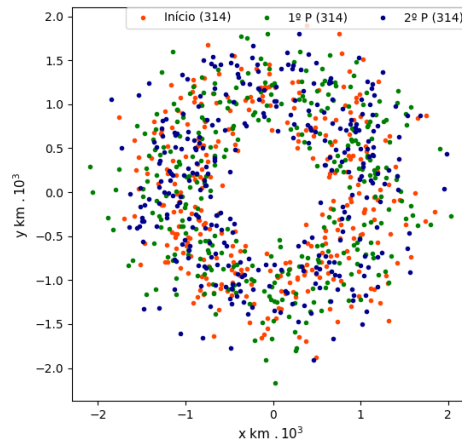


Figura B.10: Distribuição dos fragmentos após interação.

B.3.4 Resultados obtidos com a simulação SG6, SG7, SG8

Resultados após abordagem da Terra com distância mínima de aproximadamente 187.000 km (SG6), 149.000 km (SG7) e 124.667 km (SG7).

A - Excentricidade dos fragmentos

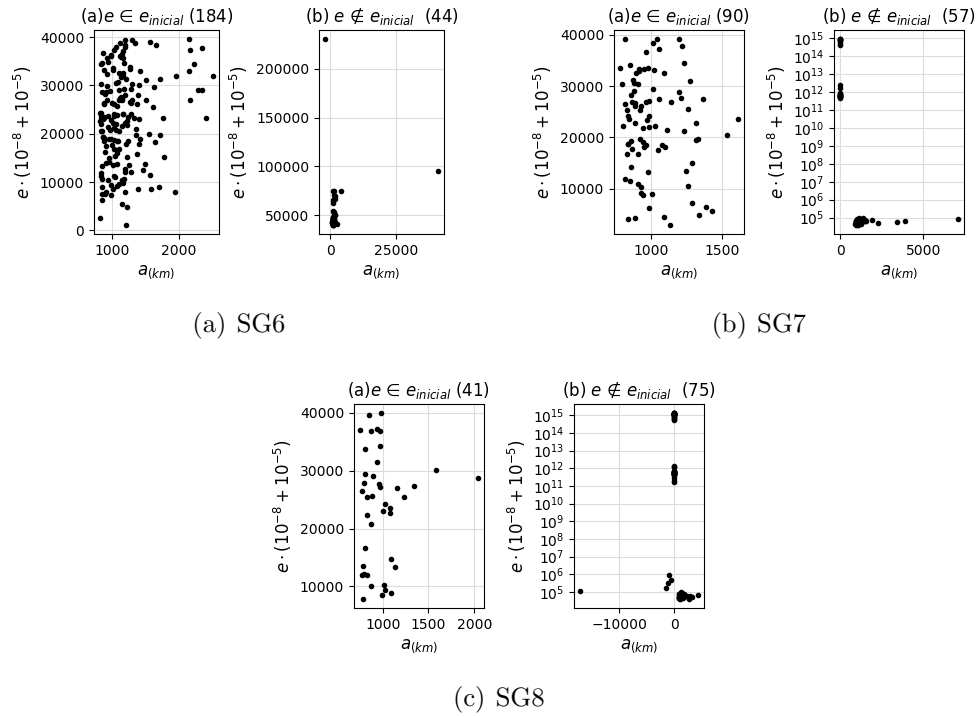


Figura B.11: Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta, com tempo correspondente a 1 período.

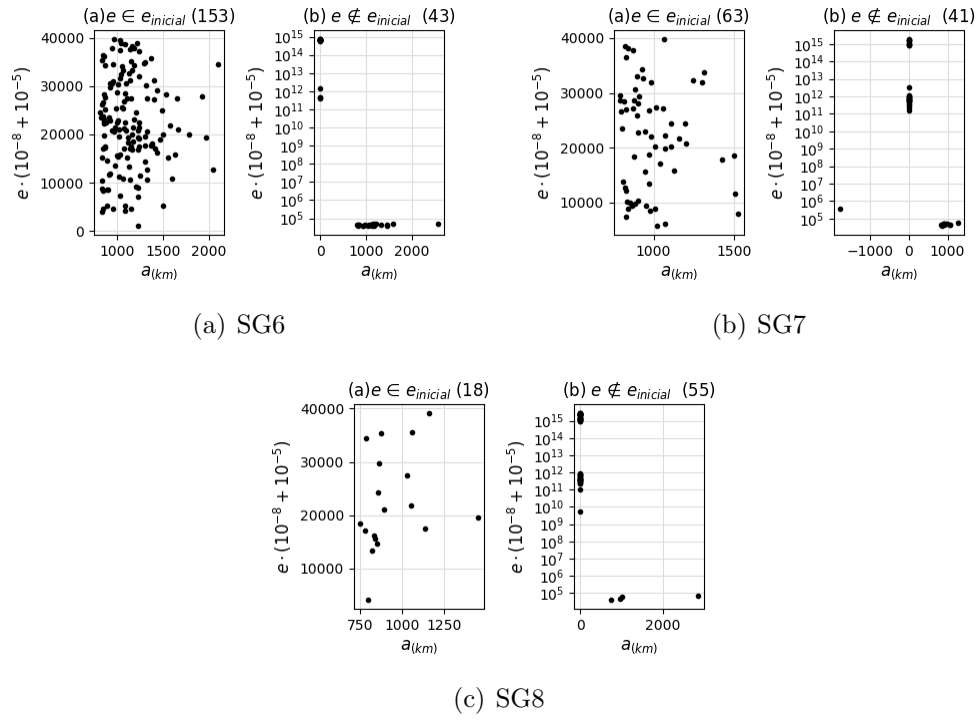


Figura B.12: Excentricidade dos fragmentos após interação com o planeta, com tempo correspondente a 2 períodos.