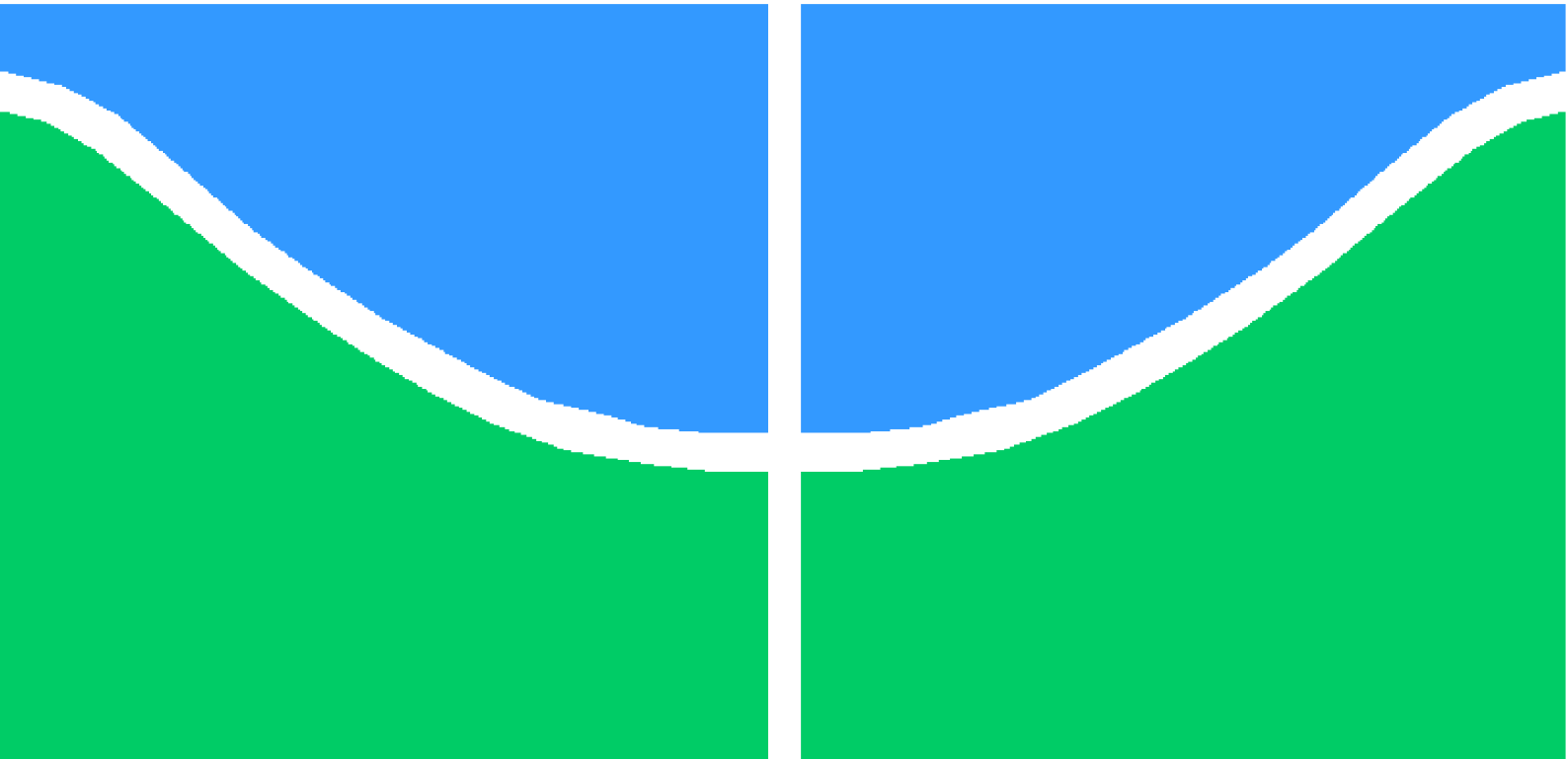




Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Estudo da Dinâmica Orbital em Missões de Redirecionamento de Asteroides com Ênfase na Missão DART

Autor: Mayra Carolina Pinto de Souza
Orientador: Dr. William Reis Silva

Brasília, DF
2025



Mayra Carolina Pinto de Souza

**Estudo da Dinâmica Orbital em Missões de
Redirecionamento de Asteroides com Ênfase na Missão
DART**

Monografia submetida ao curso de graduação
em Engenharia Aeroespacial da Universidade
de Brasília, como requisito parcial para ob-
tenção do Título de Bacharel em Engenharia
Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Dr. William Reis Silva

Brasília, DF

2025

Mayra Carolina Pinto de Souza

Estudo da Dinâmica Orbital em Missões de Redirecionamento de Asteroides com Ênfase na Missão DART/ Mayra Carolina Pinto de Souza. – Brasília, DF, 2025-

144 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. William Reis Silva

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2025.

1. Dinâmica Orbital. 2. DART Mission. I. Dr. William Reis Silva. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Estudo da Dinâmica Orbital em Missões de Redirecionamento de Asteroides com Ênfase na Missão DART

CDU 02:141:005.6

Mayra Carolina Pinto de Souza

Estudo da Dinâmica Orbital em Missões de Redirecionamento de Asteroides com Ênfase na Missão DART

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 24 de fevereiro de 2025:

Dr. William Reis Silva
Orientador

Titulação e Nome do Professor
Convidado 01
Convidado 1

Titulação e Nome do Professor
Convidado 02
Convidado 2

Brasília, DF
2025

**Este trabalho é dedicado aos meus pais Regina e Michael, aos meus avós
Darci e Osvaldo, e à minha irmã Anna Beatriz.**

Sem vocês eu não teria conseguido.

Agradecimentos

Eu gostaria de agradecer a todas as pessoas que de alguma forma contribuíram para a minha formação.

Primeiramente, gostaria de agradecer aos meus pais Regina e Michael que sempre fizeram de tudo por mim e me apoiaram desde o primeiro momento em que decidi entrar na graduação. Eles sempre investiram em mim e na minha educação, e se eu devo esse diploma a alguém, eu devo a eles. Obrigada por sempre cuidarem de mim da melhor forma possível, por acreditarem sempre em mim, e por investirem muito no meu futuro. Vocês são tudo pra mim, e eu espero um dia retribuir tudo o que vocês já fizeram e fazem por mim. O meu diploma é dedicado à vocês.

Da mesma forma gostaria de agradecer aos meus avós Darci e Osvaldo, que embora já tenham desencarnado, foram fundamentais na minha vida, não apenas na graduação, mas em toda a minha criação. Eu sei que mesmo após a vida, eles continuam comigo, me protegendo, me guiando, me fortalecendo e me apoiando. Eu também devo esta conquista a eles. Obrigada vovô por sempre me passar seus conhecimentos, um verdadeiro engenheiro nato, mesmo que não tenha tido essa formação em vida, com certeza tudo o que aprendi com você me guiou a escolher a engenharia, e agora eu estou aqui graças ao senhor. Obrigada vovó por sempre cuidar de mim, por ser a melhor vovó do universo e por estar me acompanhando sempre, seu amor e sua força me guiam constantemente.

Eu gostaria de agradecer a pessoa que simplesmente foi a responsável por eu continuar nessa trajetória, minha irmã Bia. Se não fosse por ela eu não estaria aqui, ela esteve comigo em todos os momentos e se não fosse sua companhia, disponibilidade de sempre me ajudar e me escutar, eu não teria conseguido, não teria mesmo. Bia você é tudo para mim, minha irmã, minha melhor amiga, minha companheira de tudo, e eu dedico este diploma a você, e como eu sempre falo, seu nome deveria estar nele junto com o meu.

Eu também gostaria de fazer um agradecimento especial à minha amiga Heloísa, entusiasta de astronomia, garota propaganda da NASA, que sempre me apoiou muito, sempre acreditando em mim e me dizendo palavras importantes que me deixavam feliz e que me reconfortavam nos momentos em que eu precisava, sem dúvidas sua amizade contribuiu muito em minha jornada e sou muito grata por tê-la como amiga. Também gostaria de fazer um agradecimento especial à minha amiga Andreia, que acompanhou todo o meu processo de preparação para entrar na faculdade, um momento difícil em que ela me deu apoio e acreditou muito em mim, muito obrigada Andreia por todo o seu suporte.

Por fim, gostaria de agradecer ao meu orientador, Professor Doutor William Reis

Silva, por ser um excelente professor e por ter me dado todo o apoio necessário ao longo deste trabalho. Sem dúvidas, suas aulas de Mecânica do Voo Espacial me inspiraram a escolher este tema para o meu TCC e a seguir nessa área futuramente.

“Diante do infinito, somos apenas um pálido ponto azul.”
(Carl Sagan)

Resumo

A Terra sofre a ameaça contínua de colisão com objetos cósmicos, sejam eles asteroides ou cometas. A denominação dos Objetos Próximos à Terra, ou *Near Earth Objects*, comumente referidos por NEOs, agrupa os asteroides e cometas que permeiam a vizinhança terrestre. Apesar da maioria desses corpos não oferecer riscos significativos de impactos, existe uma parcela não nula que pode entrar em rota de colisão com a Terra e causar inúmeras destruições. Com isso, uma área da ciência voltada para a defesa planetária tem constantemente estudado e desenvolvido tecnologias para conter eventos em que uma colisão com um NEO é provável. A principal estratégia de defesa se dá por meio do desvio de um corpo que esteja viajando em direção à Terra através da utilização de tecnologias de mitigação. Entre essas tecnologias, os impactadores cinéticos se destacam por sua aplicação e eficiência, e neste contexto, a primeira missão focada em demonstrar essa tecnologia na prática, a *Double Asteroid Redirection Test*, ou DART, foi lançada em 2021. O objetivo deste trabalho é fazer uma análise do problema da deflexão de asteroides com foco em impactadores cinéticos, utilizando parâmetros reais da missão DART para análises de dinâmica orbital.

Palavras-chaves: dinâmica orbital, deflexão de asteroide, NEO, missão DART.

Abstract

Earth is under a continuous threat of collision with cosmic objects, whether they are asteroids or comets. The designation Near-Earth Objects (NEOs) groups together asteroids and comets that move within Earth's vicinity. Although most of these bodies do not pose significant impact risks, a non-negligible fraction may enter a collision course with Earth and cause widespread destruction. As a result, a branch of science dedicated to planetary defense has been actively studying and developing technologies to prevent events where a collision with an NEO is likely. The primary defense strategy involves deflecting a body traveling toward Earth using mitigation technologies. Among these technologies, kinetic impactors stand out for their applicability and efficiency. In this context, the first mission specifically designed to demonstrate this technology in practice, the Double Asteroid Redirection Test (DART), was launched in 2021. The objective of this study is to analyze the asteroid deflection problem with a focus on kinetic impactors, using real mission parameters from DART to conduct orbital dynamics analyses.

Key-words: orbital mechanics, asteroid deflection, NEO, DART mission.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Fluxo de Asteroides. Fonte: (CHAPMAN; MORRISON, 1994)	31
Figura 2 – Distribuição de NEAs. Fonte: (NEOMAP, 2004)	33
Figura 3 – Estratégias de Mitigação. Fonte: (National Research Council, 2010)	39
Figura 4 – Problema Fundamental. Fonte: (HALL; ROSS, 1997)	41
Figura 5 – Problema dos N -corpos. Fonte: (BATE et al., 1971)	44
Figura 6 – Problema de Dois Corpos. Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)	46
Figura 7 – Seções Cônicas. Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)	47
Figura 8 – Parâmetros Orbitais de Órbitas Elípticas. Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)	48
Figura 9 – Órbitas da Terra, NEO e veículo impactador. Fonte: (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)	50
Figura 10 – Cenário de Interceptação. Fonte: (SOLEM, 1993)	53
Figura 11 – Deflexão do NEO. Fonte: (COLOMBO, 2010)	55
Figura 12 – Missão DART. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.	60
Figura 13 – Trajetória de impacto da sonda DART. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.	60
Figura 14 – DART em rota de colisão. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.	61
Figura 15 – Sonda DART. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.	61
Figura 16 – Cenário da colisão entre DART e Dimorphos. Fonte: (NASA, 2023)	62
Figura 17 – STK® v11.2.0. Fonte: AGI	65
Figura 18 – Configurações para DART às 07:17 TDB. Fonte: (NASA; JPL, 2024)	67
Figura 19 – Configurações para DART às 00:00 TDB. Fonte: (NASA; JPL, 2024)	67
Figura 20 – Configurações para 65803 Didymos. Fonte: (NASA; JPL, 2024)	68
Figura 21 – Configurações <i>Table Settings</i> . Fonte: (NASA; JPL, 2024)	68
Figura 22 – Cenário <i>Launch</i> .	69
Figura 23 – <i>Insert Facility</i> .	70
Figura 24 – Propriedades da instalação.	70
Figura 25 – <i>Insert Satellite</i> .	71
Figura 26 – Propagador.	72
Figura 27 – MCS.	73
Figura 28 – <i>Launch</i> .	74
Figura 29 – <i>Burnout</i> .	75
Figura 30 – <i>Spacecraft Parameters</i> .	76
Figura 31 – Sistema de Coordenadas.	77
Figura 32 – Referencial.	77

Figura 33 – <i>Spacecraft Separation Parameters</i>	78
Figura 34 – <i>Commissioning</i>	79
Figura 35 – Propagador Heliocêntrico.	79
Figura 36 – <i>Stopping Conditions</i>	80
Figura 37 – Trajetória do Falcon 9 em torno da Terra - Vista Superior.	80
Figura 38 – Trajetória do Falcon 9 em torno da Terra - Vista Inferior.	81
Figura 39 – Trajetória Heliocêntrica em torno do Sol.	81
Figura 40 – Órbita da DART em torno do Sol.	82
Figura 41 – Órbita da DART no plano da Eclíptica.	82
Figura 42 – Inclinação da Órbita de DART referente ao plano da Eclíptica.	83
Figura 43 – Configurações do Cenário.	83
Figura 44 – <i>3D Graphics Window</i>	84
Figura 45 – <i>View From/To</i>	85
Figura 46 – <i>Select Vector</i>	85
Figura 47 – <i>3D Graphics Window's Properties</i>	86
Figura 48 – <i>Insert Planet</i>	86
Figura 49 – Seleção do Planeta.	87
Figura 50 – Configurações do gráfico 3D.	87
Figura 51 – Órbitas dos Planetas.	87
Figura 52 – Parâmetros para Didymos.	88
Figura 53 – Astrogator.	89
Figura 54 – Sequências da missão.	90
Figura 55 – Seleção do Sistema de Coordenadas.	90
Figura 56 – Parâmetros da sonda e massa total.	91
Figura 57 – Configuração do <i>Commissioning</i>	92
Figura 58 – TCM-1.	93
Figura 59 – Configuração do <i>Cruise</i>	94
Figura 60 – TCM-2.	95
Figura 61 – Configuração do <i>Approach</i>	96
Figura 62 – TCM-3	97
Figura 63 – Configuração do <i>Pre-Impact</i>	98
Figura 64 – Relatório Final.	99
Figura 65 – DART <i>Launch Ground Track</i> . Fonte: (BELLEROSE, 2023)	101
Figura 66 – Trajetória de lançamento gerada pelo STK.	102
Figura 67 – Órbita Real de Didymos. Fonte: (NASA; JPL, 2024)	103
Figura 68 – Órbita de Didymos gerada no STK.	103
Figura 69 – Inclinação da órbita de Didymos gerada no STK.	104
Figura 70 – Trajetória real da sonda DART. Fonte:(NASA, 2023)	105

Figura 71 – Trajetória final da DART gerada no STK no momento inicial da missão em 2021-11-24 23:58:50.817 UTC	106
Figura 72 – Trajetória final da DART gerada no STK no momento do impacto ocorrido em 2022-09-26 23:14:24.183 UTC	106

Lista de tabelas

Tabela 1 – Frequência de impactos e eventos resultantes	32
Tabela 2 – Métodos <i>Impulsive</i> . Fonte: (NASA, 2007; National Research Council, 2010; COLOMBO, 2010)	37
Tabela 3 – Métodos <i>Slow Push</i> . Fonte: (NASA, 2007; National Research Council, 2010)	38
Tabela 4 – Parâmetros da missão DART. Fonte: (MAKADIA et al., 2022; BELLEROSE, 2023)	63
Tabela 5 – DART <i>Trajectory Correction Maneuvers</i> . Fonte: (BELLEROSE, 2023)	91
Tabela 6 – Vetor Posição da sonda DART	107
Tabela 7 – Vetor Velocidade da sonda DART	107
Tabela 8 – Conversão de Coordenadas para Vetor Posição da Sonda DART	108
Tabela 9 – Conversão de Coordenadas para Vetor Velocidade da Sonda DART . .	108
Tabela 10 – Vetor Posição da Sonda DART (Eclíptica J2000.0)	108
Tabela 11 – Vetor Velocidade da Sonda DART (Eclíptica J2000.0)	108
Tabela 12 – Erro Relativo para as coordenadas do Vetor Posição	109
Tabela 13 – Erro Relativo para as coordenadas do Vetor Velocidade	109
Tabela 14 – Vetores de Velocidade da DART e de Dimorphos	109

Lista de abreviaturas e siglas

UA	Unidade Astronômica
NEO	<i>Near-Earth Object</i>
NEA	<i>Near-Earth Asteroid</i>
PHO	<i>Potentially Hazardous Object</i>
SOC	<i>Sphere of Comfort</i>
MOID	<i>Minimum Orbit Intersection Distance</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
GTO	<i>Geostationary Transfer Orbit</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
DART	<i>Double Asteroid Redirection Test</i>
AIDA	<i>Asteroid Impact and Deflection Assessment</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
AGI	<i>Ansys Government Initiatives</i>
STK	<i>Ansys Systems Tool Kit</i>
JPL	<i>Jet Propulsion Laboratory</i>
TDB	<i>Barycentric Dynamical Time</i>
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i>
HPOP	<i>High Precision Orbit Propagator</i>
MCS	<i>Mission Control Sequence</i>
TCM	<i>Trajectory Correction Maneuver</i>

Lista de símbolos

$\forall$	Qualquer
Σ	Somatório
Δ	Diferença
δ	Diferença Infinitesimal
G	Constante de Gravitação Universal
μ	Parâmetro Gravitacional
a	Semieixo maior
b	Semieixo menor
e	Excentricidade
i	Inclinação orbital
Ω	Longitude do Nó Ascendente
ω	Argumento do Periastro
θ	Anomalia Verdadeira
M	Anomalia Média
p	<i>Semilatus Rectum</i>
h	Momento Angular
$M_{\odot}$	Massa do Sol
v_{esc}	Velocidade de Escape
M_{corpo}	Massa do Corpo Celeste
R	Distância entre centro do corpo celeste e objeto
ε_0	Obliquidade da Eclíptica

Sumário

1	INTRODUÇÃO	27
1.1	Objetivo Geral	27
1.2	Objetivos Específicos	28
1.3	Metodologia	28
1.4	Justificativa	28
1.5	Organização do Trabalho	28
2	CONTEXTUALIZAÇÃO	29
2.1	Objetos Próximos à Terra (NEOs)	29
2.2	Riscos de Impacto e Defesa Planetária	29
2.3	Estratégias de Deflexão de NEOs	34
3	DINÂMICA ORBITAL	41
3.1	Definição do Problema Envolvendo a Deflexão de NEOs	41
3.2	Problema dos N -corpos	43
3.3	Problema de Dois Corpos	45
3.4	Cenário de Intercepção e Impacto com NEOs	49
3.4.1	Cenário de Colisão Inelástica	49
3.4.2	Cenário de Colisão com Ejeção de Massa	52
3.5	Modelagem Matemática do Problema de Deflexão de NEOs	54
4	DOUBLE ASTEROID REDIRECTION TEST	59
4.1	Concepção da Missão	59
4.2	Efeitos Pós-Impacto	62
5	SIMULAÇÕES SYSTEMS TOOL KIT (STK)	65
5.1	<i>Systems Tool Kit (STK)</i>	65
5.2	Estrutura da Simulação	65
5.2.1	Efemérides e Dados Iniciais	66
5.2.2	<i>Launch</i>	69
5.2.3	<i>Cruise</i>	83
6	RESULTADOS E ANÁLISE	101
6.1	Trajетórias Geradas	101
6.1.1	Trajетória de Lançamento	101
6.1.2	Órbita de Didymos	102
6.1.3	Trajетória Completa da Missão	104

6.2	Vetores Posição e Velocidade	107
7	CONCLUSÃO	111
8	TRABALHOS FUTUROS	113
	REFERÊNCIAS	115
	APÊNDICES	117
	APÊNDICE A – CÓDIGO PYTHON	119
	APÊNDICE B – EFEMÉRIDES DIDYMOS J2000	121
	APÊNDICE C – EFEMÉRIDES DART J2000	123
	ANEXOS	125
	ANEXO A – EFEMÉRIDES DIDYMOS - <i>HORIZONS SYSTEM</i> .	127
	ANEXO B – EFEMÉRIDES DART - <i>HORIZONS SYSTEM</i>	131
	ANEXO C – EFEMÉRIDES DIMORPHOS - <i>HORIZONS SYSTEM</i>	141

1 Introdução

A Terra está situada em um ambiente que por muitas vezes pode ser hostil. Desde sua formação, nos primórdios do Sistema Solar, ela sempre foi alvo de outros corpos que estão presentes no espaço, como asteroides e cometas. Nos piores cenários de colisão com estes objetos cósmicos, todo o curso evolutivo da vida que habitava o planeta foi alterado, assim como sua ecosfera e suas condições climáticas. Nesse cenário, a humanidade se vê vulnerável a um tipo de ameaça vinda dos céus.

Ao longo dos anos, com o desenvolvimento do conhecimento sobre o espaço e suas leis fundamentais, a comunidade científica dedicou-se a estudar e identificar estes corpos que poderiam se tornar uma ameaça à toda a população global. Embora a humanidade tenha avanços muito significativos na identificação de objetos cósmicos, ainda é impraticável a identificação de absolutamente todos os corpos que existem no Sistema Solar, mesmo que uma grande parcela desses objetos seja conhecida atualmente.

Apesar de grandes eventos de colisões com asteroides e cometas serem raros em um período que abrange a existência humana, eles estão distribuídos na escala de tempo geológica de forma aleatória, e podem vir a ser imprevisíveis. Diante da imprevisibilidade e do grau de incerteza que permeia a discussão sobre impactos com estes objetos cósmicos, a comunidade científica voltou-se para o estudo e desenvolvimento de tecnologias que sejam capazes de mitigar esses eventos e prevenir a Terra de sofrer com impactos que possam ser destrutivos em escalas regional ou mesmo global, e consequentemente salvar a vida de milhares de pessoas.

Com isso, estratégias de defesa planetária têm sido discutidas e desenvolvidas, nas quais o foco principal é a deflexão de um corpo que esteja em rota de colisão com a Terra de forma que sua trajetória seja alterada e ele seja desviado. A partir desse ponto, o planejamento e lançamento de missões espaciais que venham demonstrar e comprovar a ação e efetividade dessas novas tecnologias tornaram-se um objetivo real. Desta forma, a primeira missão do mundo com o objetivo de validar uma tecnologia de deflexão de asteroides, a *Double Asteroid Redirection Test* ou DART ocorreu entre 2021 e 2022.

O presente trabalho visa o estudo do ponto de vista da mecânica orbital do problema de interceptação e deflexão de asteroides aplicada à arquitetura da missão DART.

1.1 Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é o estudo teórico da dinâmica orbital em missões de redirecionamento de asteroides, com ênfase no método de deflexão por meio de

impactadores cinéticos.

1.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos do presente trabalho são:

- Estudo das tecnologias existentes de redirecionamento de asteroides e cometas.
- Modelagem matemática do problema de interceptação e deflexão de asteroides.
- Modelagem de trajetórias da missão DART em *software* de simulação de missões aeroespaciais.
- Análise de dados obtidos e comparação com parâmetros reais da missão.

1.3 Metodologia

O presente trabalho desenvolve-se por meio de uma revisão bibliográfica e fundamentação teórica dos principais conceitos que abrangem o problema de redirecionamento de asteroides, as principais tecnologias existentes atualmente, os conceitos de dinâmica orbital que descrevem este problema do ponto de vista físico e matemático, bem como simulações computacionais para análise de missões espaciais.

1.4 Justificativa

O desenvolvimento deste trabalho tem como justificativa a possibilidade da Terra ser atingida por corpos que podem causar inúmeras destruições e a necessidade do desenvolvimento de técnicas que sejam utilizadas como mitigação desses cenários destrutivos. Além disso, o cenário atual em que missões espaciais de redirecionamento de asteroides estão sendo colocadas em prática é propício para o estudo, validação e avaliação da efetividade dessas novas tecnologias em um cenário real de colisão com um asteroide.

1.5 Organização do Trabalho

Este trabalho é organizado em três seções. A primeira seção corresponde aos aspectos gerais do trabalho, seus principais objetivos e metodologia. A segunda seção corresponde à contextualização, fundamentação teórica, e desenvolvimento dos conceitos que descrevem o problema principal a ser discutido. A terceira seção corresponde às simulações computacionais, análises de resultados, e considerações finais.

2 Contextualização

2.1 Objetos Próximos à Terra (NEOs)

A definição de Objetos Próximos à Terra (*Near-Earth Objects* ou NEOs) corresponde a um grupo de corpos celestes, como cometas e asteroides, que sofrem a ação da atração gravitacional de planetas do sistema solar e são redirecionados a órbitas que interceptam a vizinhança terrestre. Tal proximidade à Terra gera riscos de impactos e a necessidade da constante observação e monitoramento destes corpos, assim como o desenvolvimento de estratégias capazes de impedir ou mitigar possíveis colisões. (COLOMBO, 2010; CNEOS...,)

Asteroides e cometas são destroços remanescentes do processo de formação do Sistema Solar, ocorrido há cerca de 4,6 bilhões de anos, que estão presentes nele orbitando o Sol. Os cometas são corpos formados majoritariamente por gelo e partículas de poeira localizados na região externa mais fria do sistema planetário, e são oriundos do processo de formação dos planetas gigantes gasosos Júpiter, Saturno, Urano e Netuno, que ganharam forma a partir da aglomeração de bilhões de cometas. Asteroides são corpos rochosos oriundos do processo de formação dos planetas na região interna mais aquecida do Sistema Solar, sendo eles Mercúrio, Vênus, Terra e Marte. Enquanto os asteroides estão presentes em sua grande maioria na região entre as órbitas de Marte e Júpiter, os cometas estão presentes no Cinturão de Kuiper, região localizada além da órbita de Netuno até 55 UA do Sol. (COLOMBO, 2010; CNEOS...,)

Os corpos identificados como NEOs orbitam a uma distância de periélio de até 1,3 UA, e viajam em altas velocidades relativas à velocidade da Terra, variando em tamanho de pequenas pedras a quilômetros de comprimento. Dentre este grupo está o subgrupo composto por asteroides denominado Asteroides Próximos à Terra (*Near-Earth Asteroids* ou NEAs). (COLOMBO, 2010; CNEOS...,)

2.2 Riscos de Impacto e Defesa Planetária

A ocorrência de grandes impactos de asteroides com a Terra marcou o processo de formação geológica do planeta a ponto de interferir significativamente em sua ecossfera e na evolução da vida terrestre. Grandes eventos que ocorreram ao longo de milhares de anos são baseados em hipóteses e evidências de colisões com asteroides ou cometas, como por exemplo a extinção em massa da vida que habitava o planeta no período Cretáceo-Terciário, tal como os dinossauros, em decorrência de uma colisão catastrófica com um

asteroide, ou como por exemplo a formação da Lua por meio de uma colisão entre um corpo aproximadamente do tamanho de Marte e a Terra. (CHAPMAN; MORRISON, 1994)

Uma vez que estes eventos astronômicos de grande impacto possuíram e ainda possuem uma influência significativa sobre o curso evolutivo da vida terrestre, discussões sobre colisões que possam vir a ocorrer nos dias atuais estão sempre presentes no meio científico, bem como o estudo e desenvolvimento de possíveis estratégias de defesa planetária para a mitigação de danos ou ainda o evitamento de um evento deste tipo.

Uma colisão de um NEO com a Terra pode ser potencialmente destrutiva se houver riscos de efeitos devastadores sobre uma determinada região do planeta ou de catástrofes globais provenientes do impacto. A indicação de riscos de possíveis impactos de NEOs com a Terra e a análise de suas consequências dependem da determinação das órbitas desses objetos e da estimativa do quão perto eles podem chegar da Terra, entretanto, a determinação de suas órbitas ocorre a partir de uma aproximação de dados coletados com as posições dos corpos observadas no céu, já que esses dados não são exatos. Dentre a categoria dos NEOs está a subcategoria dos Objetos Potencialmente Perigosos (*Potentially Hazardous Objects* ou PHOs), que estão orbitando a uma distância inferior a 0,05 UA da órbita terrestre e possuem uma probabilidade de colisão com a Terra diferente de zero. (COLOMBO, 2010; CNEOS. . . ,)

Diante de um cenário passível de uma colisão, a probabilidade da Terra sofrer um impacto com um corpo de magnitude suficiente para causar uma perturbação descomunal no ecossistema global, ou atingir grandes áreas urbanas a ponto da população mundial ser reduzida ou mesmo dizimada, é consideravelmente baixa, sendo estimada em 1 a cada 10.000. A avaliação de possíveis danos causados por impactos cósmicos é dependente da magnitude e da energia do corpo, asteroide ou cometa, que venha a cruzar a órbita terrestre, uma vez que objetos com diâmetro inferior a 50 m e com energia inferior a 10 megatons sofrem uma dissipação de energia e são desintegrados ao adentrarem a atmosfera superior. Objetos maiores que 50 m de comprimento podem causar danos locais dependendo de circunstâncias como a região que eles atingem, velocidade, ângulo de entrada na atmosfera e da composição desses corpos. Para que uma catástrofe de ordem global ocorra, a magnitude que um objeto precisa ter é estimada entre 0,5 e 5km, embora não se saiba ao certo o tamanho exato que este corpo deve ter para que seja capaz de causar destruições. (CHAPMAN; MORRISON, 1994; NEOMAP, 2004)

A estimativa para a ocorrência de impactos cósmicos depende do fluxo de cometas e asteroides que atingem a Terra. Estes asteroides são majoritariamente fragmentações rochosas e metálicas, provenientes de colisões ocasionadas na região do Cinturão de Asteroides, e atingem a Terra a uma velocidade aproximada de 20 km/s. Já os cometas possuem uma velocidade mais alta em comparação aos asteroides, variando de 30 a 60

km/s, porém ocorrem em menor frequência. Estatisticamente, objetos maiores que 1 km são quantificados em 1000, o que os torna raros em ocorrência, enquanto que objetos maiores que 40 m são quantificados em mais de 1 milhão, cuja frequência de impacto está em torno de centenas de anos. (CHAPMAN; MORRISON, 1994; COLOMBO, 2010)

Apesar da possibilidade de cometas colidirem com a Terra ser expressiva, esses objetos estão, de modo geral, fora do escopo de missões para mitigação de colisões, uma vez que eles são constituídos por uma estrutura porosa e frágil e viajam em velocidades relativamente altas capazes de gerar um alto potencial de impacto, o que os torna difíceis de serem mitigados considerando as tecnologias atuais existentes e curto período de tempo em que podem ser detectados, levando-se em consideração cometas de longo período. Ainda, a ocorrência de cometas é consideravelmente menor do que a de asteroides, sendo assim, 99% do total de NEOs existentes e da probabilidade de impactos são referentes aos asteroides. (NEOMAP, 2004)

É possível correlacionar o fluxo de impacto de asteroides com a quantidade de energia liberada durante a colisão e com a incidência temporal que estes eventos ocorrem. Esta relação é mostrada no gráfico abaixo:

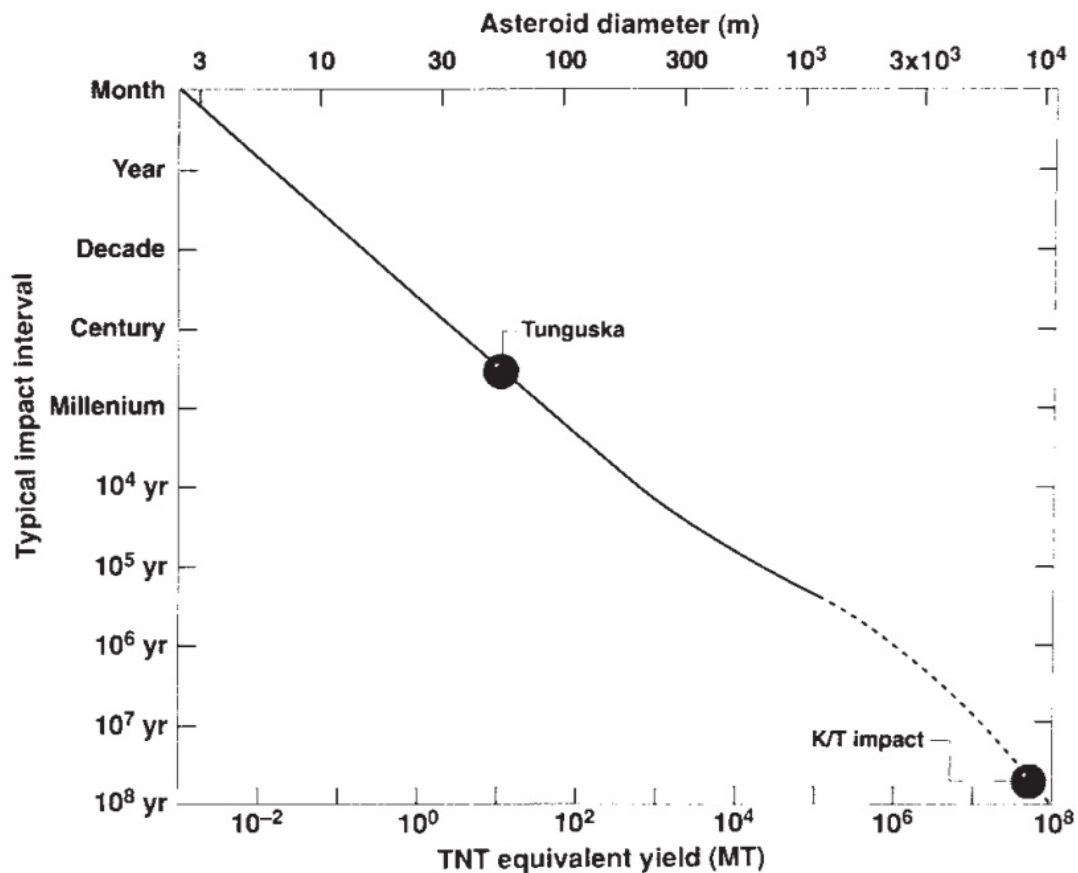


Figura 1 – Fluxo de Asteroides. Fonte: (CHAPMAN; MORRISON, 1994)

O gráfico acima demonstra como a magnitude de um asteroide se relaciona com o intervalo de tempo em que esses corpos atingem a Terra e quantidade de energia equivalente à liberada em explosões, que a colisão com eles libera. Dois grandes eventos de impacto com asteroides são marcados no gráfico como parâmetro: o evento de Tunguska, em que a queda de um corpo celeste sobre a região da Sibéria, em 1908, causou uma devastação sobre uma área maior que 1000 km²; e o impacto que teria causado a extinção em massa de inúmeras espécies no período Cretáceo-Terciário, indicado por K/T (*Cretaceous/Tertiary*). (CHAPMAN; MORRISON, 1994)

Com base nos dados existentes que descrevem a ocorrência de impactos com asteroides, é possível também correlacionar os eventos resultantes de tais episódios com a ocorrência de impactos e tamanho dos objetos em questão. Entretanto, uma análise mais apurada deve levar em consideração a energia cinética do corpo, que depende intrinsecamente de sua massa e velocidade. (NEOMAP, 2004)

A tabela a seguir mostra esta correlação entre a dimensão do objeto e frequência de impacto, os eventos passíveis de se ocorrer, o diâmetro da cratera formada caso o corpo atravessasse a atmosfera sem sofrer desintegração significativa e atinja o solo, e a energia liberada considerando um corpo celeste rochoso de densidade de 3500 kg/m³ e uma velocidade de impacto de 20 km/s (NEOMAP, 2004):

Tabela 1 – Frequência de impactos e eventos resultantes

Dimensão do Objeto (m)	Intervalo médio de impacto (anos)	Energia liberada (megatons TNT)	Diâmetro da cratera formada (km)	Consequências possíveis/Eventos comparáveis
30	200	2	-	Danos menores, ondas de choque e bolas de fogo.
50	2500	10	≤ 1	Explosão equivalente ao Evento de Tunguska ou crateras menores.
100	5000	80	2	Maior detonação de Bomba de Hidrogênio.
200	47.000	600	4	Destruição em escala nacional.
500	200.000	10.000	10	Destruição em escala continental.
1000	600.000	80.000	20	Milhões de mortes, efeitos globais.
5000	20 milhões	10 milhões	100	Bilhões de mortes, mudança climática global.
10.000	100 milhões	80 milhões	200	Extinção da civilização humana.

Fonte: (NEOMAP, 2004)

A massa de um NEO pode ser estimada a partir de sua magnitude absoluta H, um parâmetro que mede a magnitude aparente, ou seja, o brilho intrínseco que um objeto celeste aparenta ter na Terra, se este estivesse a uma distância de 10 parsecs. Da mesma

forma sua velocidade pode ser estimada a partir de parâmetros orbitais. (NEOMAP, 2004; LCO, 2022)

A distribuição de NEAs conhecidos pode ser obtida de acordo com suas magnitudes absolutas e velocidades características de cada corpo. Através da representação da magnitude absoluta H como uma função do quadrado da velocidade de impacto do asteroide com a superfície da Terra, o gráfico abaixo é obtido:

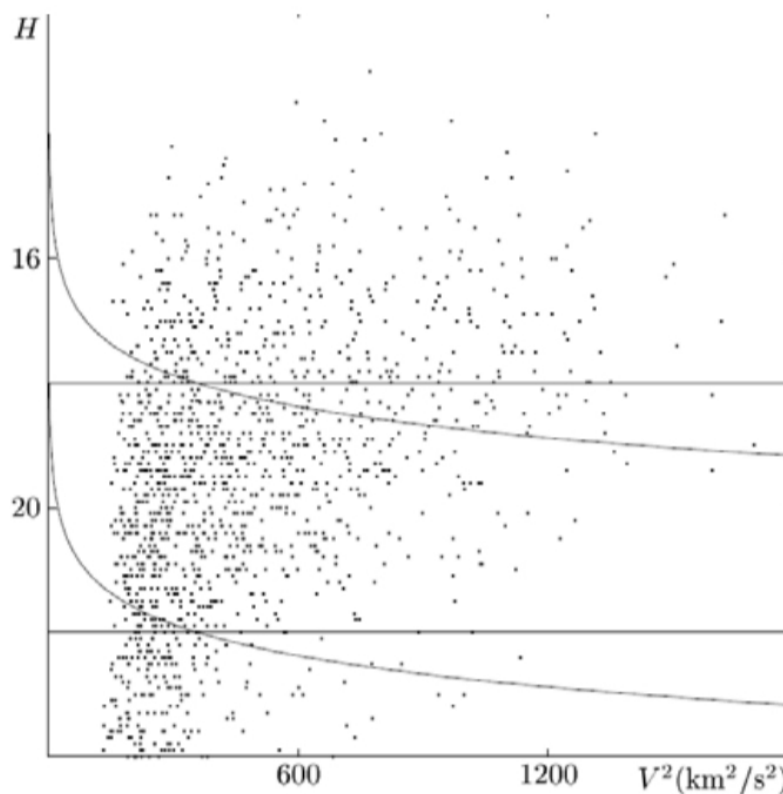


Figura 2 – Distribuição de NEAs. Fonte: (NEOMAP, 2004)

As curvas no gráfico acima são obtidas a partir de H em função de V^2 considerando uma quantidade de energia fixa para o corpo, sendo a curva superior correspondente a energia de um objeto de $H=18$ (valor característico para corpos de aproximadamente 1 km de diâmetro) e $V=18,8$ km/s, e a curva inferior correspondente a energia de um objeto de $H=22$ (valor característico para corpos de aproximadamente 160 m de diâmetro) e $V=18,8$ km/s. A velocidade considerada é a média para os objetos conhecidos. Desta maneira, um corpo pode possuir uma energia equivalente ou maior que a de um corpo de 1 km de diâmetro viajando a 18,8 km/s se estiver localizado acima da curva superior, e não apenas acima da linha constante para $H=18$, o que demonstra que a análise baseada apenas nas dimensões do corpo pode subestimar os riscos reais que um NEA possa oferecer. (NEOMAP, 2004)

Nesse contexto, diversos dados são coletados em programas de pesquisa e rastre-

amento de NEOs, sendo a maior parte destes dados referentes a objetos com diâmetros maiores de 1 km, enquanto uma grande quantidade de objetos menores ainda permanecem não descobertos e podem vir a passar despercebidos uma vez que exigem equipamentos mais sensíveis para sua detecção. Mesmo para objetos relativamente menores, com diâmetros que variam de 50 m a 200 m, a energia destrutiva liberada em colisões com estes corpos pode ser equiparada à energia liberada pela maior Bomba de Hidrogênio já detonada, independentemente se o corpo se desintegra em sua entrada atmosférica ou conserva-se até atingir o solo e formar uma cratera. ([NEOMAP, 2004](#))

Apesar da probabilidade da ocorrência de um evento cataclísmico ser estatisticamente baixa para um curto período na linha do tempo da evolução geológica da Terra, na qual o ser humano moderno habita o planeta, esta ameaça é existente na medida em que milhares de objetos celestes estão constantemente viajando no Sistema Solar e a quantidade de corpos conhecidos e catalogados ainda difere da população real de NEOs. Um episódio de colisão com um destes corpos pode causar devastações significativas, inclusive destruições em massa, e a redução ou mesmo extinção da civilização humana. Nesse cenário, o desenvolvimento de tecnologias para que medidas protetivas possam ser tomadas tornou-se um ramo da ciência que engloba a catalogação e rastreamento de corpos celestes potencialmente perigosos existentes na vizinhança terrestre e no Sistema Solar; o planejamento e o envio de missões espaciais focadas na aquisição de dados referentes à dinâmica orbital, posição, velocidade, composição química, e estrutura física de asteroides; e a defesa planetária através da destruição completa do objeto em questão, ou da deflexão do alvo por meio da alteração de sua órbita.

2.3 Estratégias de Deflexão de NEOs

A partir de programas de pesquisa que realizam a detecção, rastreo e caracterização de NEOs, estratégias podem ser desenvolvidas para defesa planetária e mitigação das destruições causadas por eventos de colisão entre um corpo potencialmente perigoso e a Terra. Tais estratégias dependem de diversos fatores como o intervalo de tempo transcorrido entre a detecção do objeto e a colisão em si, a energia que o corpo transporta, sua massa, composição, velocidade e característica da órbita. ([National Research Council, 2010](#))

Eventos de colisão com objetos relativamente pequenos (aproximadamente 100 metros de diâmetro ou menos), de baixa energia e densidade inferior à de corpos que possuem em sua composição metais pesados como o ferro, podem resultar em explosões aéreas, ondas de choque, radiação térmica e devastações sobre uma determinada região. A maneira mais efetiva e barata de preservar vidas e propriedades neste caso é através da evacuação da área afetada e construção de abrigos. Para eventos cataclísmicos de médio

e grande porte que liberam quantidades maiores de energia, a estratégia ideal configura uma alteração no momento angular e na trajetória do corpo de forma que este não alcance a Terra. ([National Research Council, 2010](#); [COLOMBO, 2010](#))

Dessa forma, as estratégias de mitigação de uma colisão com um PHO podem ser classificadas a partir de seus mecanismos de atuação:

- Métodos *Slow Push/Pull*

Os métodos de *slow push/pull* consistem em uma alteração gradual da órbita por meio da aplicação de uma força pequena e constante que atua na direção do movimento do PHO ou de forma contrária a ele, de forma que o corpo sofra uma mudança de velocidade e consequentemente surja uma pequena aceleração relativa à sua órbita regular. Com isso, o objeto pode cruzar a órbita terrestre antes ou depois do momento previsto em condições sem influências externas. ([National Research Council, 2010](#))

As técnicas de *slow push* e *slow pull* funcionam de acordo com três tipos de mecanismos: a utilização da força gravitacional, a aplicação de uma força de contato e a utilização de recursos naturais para alteração da órbita do objeto. ([National Research Council, 2010](#))

A utilização da força gravitacional ocorre a partir do posicionamento de uma sonda que passa a orbitar o objeto, e com isso a atração gravitacional entre os corpos produz forças opostas responsáveis por gerar uma aceleração resultante sobre o centro de massa do sistema. Ao contrário desta técnica, a aplicação de uma força de contato ocorre por meio de contato direto com o corpo, em que um sistema propulsivo aplica uma força sobre ele o movimentando fisicamente. Além disso, recursos naturais como a energia solar e pressão de radiação podem ser utilizados para gerar alterações orbitais por meio de mudanças na resposta termo-óptica da superfície do corpo ou pela evaporação do material que o compõe. ([National Research Council, 2010](#); [COLOMBO, 2010](#))

Estes métodos são efetivos em alvos pequenos, com diâmetro de aproximadamente 200 m ou menos, na qual incrementos pequenos de velocidade, em torno de 1 mm/s, podem ser aplicados. Caso contrário, este método será efetivo somente se houver um longo período de tempo de advertência, portanto eles são aplicáveis em apenas 1% dos cenários alarmantes, ou ainda, podem ser utilizados para refinar grandes mudanças de órbitas obtidas por meio de outros métodos. ([National Research Council, 2010](#); [NASA, 2007](#))

- Métodos *Impulsive*

Os métodos caracterizados como *impulsive* são os de atuação imediata sobre o corpo. Eles consistem na aplicação instantânea de uma grande quantidade de momento

e energia sobre o corpo de forma que ele mude de órbita e desvie da Terra, ou mesmo seja partido em fragmentos, embora esta última opção possa ser arriscada se houverem riscos dos fragmentos ainda assim atingirem a Terra. ([National Research Council, 2010](#); [COLOMBO, 2010](#))

As duas opções existentes para que uma grande quantidade de energia seja transferida para o corpo se dão por meio de explosões nucleares, que consistem em explosivos nucleares que são detonados na superfície do corpo, acima ou abaixo dela, ou por meio de impactadores cinéticos, que são veículos espaciais de alta velocidade (acima de 5 km/s) que colidem com o alvo causando uma variação de momento linear de forma que o corpo entre em uma nova órbita. ([NASA, 2007](#); [National Research Council, 2010](#))

Em decorrência da necessidade de uma grande quantidade de energia liberada, os explosivos nucleares são os que liberam a maior energia e se mostram os mais efetivos, com isso exigem um menor grau de precisão quanto aos dados de caracterização do objeto, como propriedades físicas e massa, sendo necessário apenas o conhecimento de parâmetros orbitais e da massa aproximada. Já os impactadores cinéticos se mostram a solução que não utiliza energia nuclear mais efetiva e de tecnologia simplificada, e podem entregar entre 1/10 a 1/100 da energia liberada pelas alternativas nucleares. Entretanto, os impactadores cinéticos são sensíveis às características como porosidade, elasticidade e composição do corpo, e portanto exigem uma caracterização detalhada das propriedades físicas e químicas do corpo ou uma margem de performance mais ampla. ([NASA, 2007](#); [COLOMBO, 2010](#))

De acordo com os métodos descritos acima, a escolha ideal a ser implementada depende intrinsecamente de fatores como o tamanho e propriedades físicas do PHO, o tempo que se passará entre a detecção do objeto, planejamento, concepção e lançamento da missão, e o momento do impacto em si, a massa total que poderá ser lançada e a velocidade que o veículo poderá atingir com o objetivo de alcançar a trajetória ideal para interceptar o corpo, fatores estes que dependem da capacidade dos veículos lançadores existentes, da existência de sistemas propulsivos que forneçam propulsão adicional para maiores velocidades e alterações de trajetórias, e dos parâmetros orbitais do PHO. Além disso, mais de um método pode ser empregado caso o cenário em questão exija ações mais eficientes. ([National Research Council, 2010](#))

As figuras a seguir mostram tabelas de comparativos entre os métodos de mitigação existentes atualmente:

Técnica	Descrição	Tempo de Advertência	Dimensão do PHO
Explosivo Convencional (superfície)	Detona no momento do impacto.	Alguns anos ou várias décadas dependendo do tamanho e órbita do PHO.	> 500 m para menos de uma década de tempo de advertência. > 1 km para um tempo de advertência acima de uma década.
Explosivo Convencional (subsolo)	Explosivo é introduzido no interior do PHO para aumentar a eficiência da deflexão.		
Explosivo Nuclear (standoff)	Explosivo é detonado em operação flyby a uma certa distância do PHO.		
Explosivo Nuclear (superfície)	Impacta e detona em contato com a superfície.	Alguns anos ou décadas.	Até 1 km de diâmetro.
Explosivo Nuclear (delayed)	Aterrisa em superfície e detona em um tempo programado.		
Explosivo Nuclear (subsolo)	Explosivo é introduzido no interior do PHO para ser detonado.		
Impactador Cinético	Impacto em alta velocidade.		

Tabela 2 – Métodos *Impulsive*. Fonte: (NASA, 2007; National Research Council, 2010; COLOMBO, 2010)

Técnica	Descrição	Tempo de Advertência	Dimensão do PHO
Energia Solar Focada	Uso de um espelho para redirecionar energia solar a um ponto, aquecer e evaporar material da superfície.	Várias décadas de advertência para ser aplicável.	Dezenas de metros a 100 metros de diâmetro para várias décadas de advertência. Centenas de metros de diâmetro caso este passe por uma fenda de ressonância gravitacional e entre em rota de colisão com a Terra.
Laser Pulsado	Manobra <i>Rendezvous</i> , posicionamento do veículo próximo ao PHO e focalização do <i>laser</i> na superfície para que o material evaporado produza uma força pequena.		
Mass Driver	Manobra <i>Rendezvous</i> , aterrissagem, junção do veículo ao PHO, mineração e ejeção do material do corpo em alta velocidade.		
Gravity Tractor	Manobra <i>Rendezvous</i> com PHO e voo em proximidade por um período estendido para que a atração gravitacional produza uma pequena força.		
	Manobra <i>Rendezvous</i> com PHO, junção à superfície do corpo e aplicação de uma força para puxá-lo.		
Asteroide Tug	Mudança do albedo de um PHO em rotação e geração de uma pequena força por meio da radiação de um material aquecido pelo Sol enquanto o corpo rotaciona.		
Efeito Amplificado Yarkovsky			

Tabela 3 – Métodos *Slow Push*. Fonte: (NASA, 2007; National Research Council, 2010)

Dessa maneira, a figura a seguir mostra a aplicabilidade das estratégias de mitigação discutidas anteriormente de acordo com os cenários possíveis, em que os principais parâmetros são o diâmetro do corpo, o tempo de advertência, e a necessidade da missão ser lançada imediatamente ou de ser planejada e concebida para um lançamento futuro:

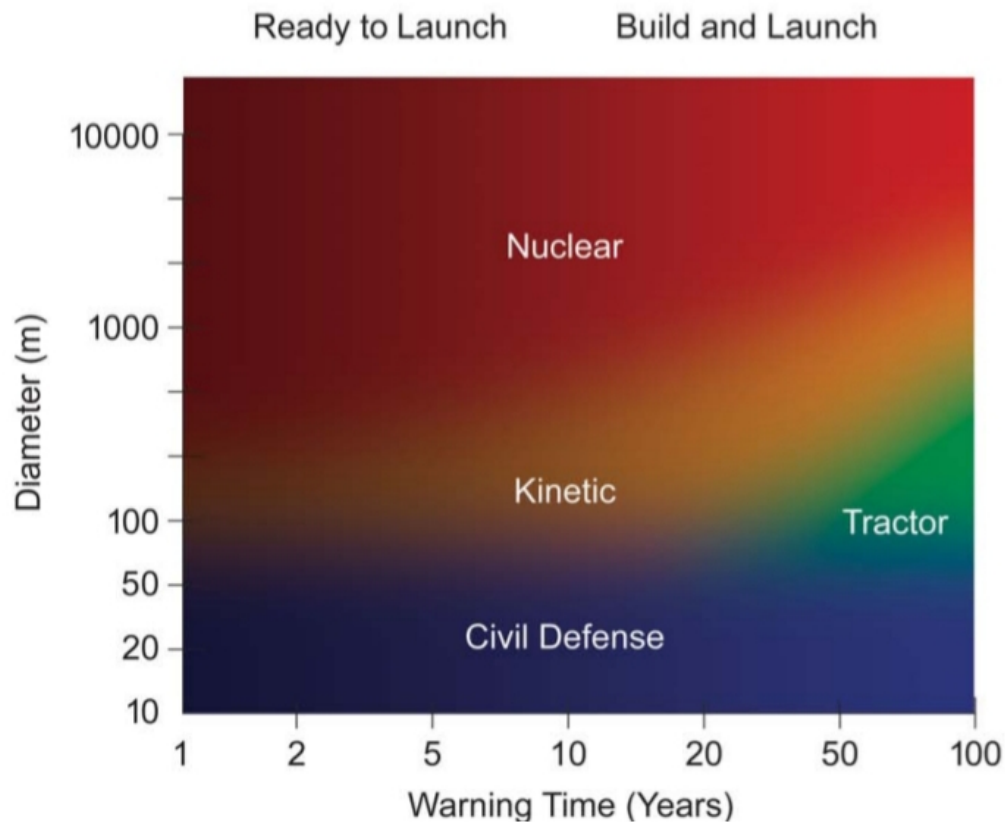


Figura 3 – Estratégias de Mitigação. Fonte: ([National Research Council, 2010](#))

É possível observar na figura acima que não há um limite bem definido entre as regiões do gráfico, caracterizando-se assim imprecisões que devem ser consideradas, já que outros parâmetros como densidade do NEO, detalhes de sua órbita e probabilidade de colisão no intervalo de tempo de advertência também são influentes. Consequentemente, certos cenários que se encontram nas regiões de transição exigem informações e estudos detalhados para que haja uma delimitação mais precisa sobre os métodos adequados a serem empregados. Em decorrência da ampla quantidade de incertezas que permeiam a efetividade de uma missão de mitigação e dificuldade da replicação dos cenários em laboratórios físicos, programas de pesquisa aplicada voltados para o NEO, e ainda simulações numéricas e experimentos em laboratórios feitos por diversos grupos de pesquisa podem auxiliar na redução de incertezas, uma vez que nesses casos, a precisão e sucesso da missão são fundamentais para que a ameaça seja extinguida ou amenizada. ([National Research Council, 2010](#))

A partir da discussão apresentada neste capítulo, o escopo desse trabalho será delimitado ao estudo de missões espaciais para deflexão de NEOs por meio do emprego de impactadores cinéticos.

3 Dinâmica Orbital

3.1 Definição do Problema Envolvendo a Deflexão de NEOs

A solução do problema envolvendo a deflexão de um NEO que esteja em rota de colisão com a Terra abrange uma modelagem matemática que demonstra o movimento e dinâmica do corpo e as relações matemáticas que descrevem a deflexão do mesmo. Tal problema pode ser decomposto em um sistema de equações acopladas que descrevem a dinâmica do NEO e do veículo que transferirá momento a ele, os estados e parâmetros envolvidos, e o controle que será aplicado sobre o corpo. Para isso, considera-se um NEO que tenha sido detectado e identificado por parâmetros orbitais bem definidos, e presume-se que sua rota adentrará a região denominada Esfera de Conforto ou *Sphere of Comfort* (SOC), que é definida como a área delimitada por uma esfera centrada na Terra na qual nenhum corpo deve cruzar. (HALL; ROSS, 1997)

O problema fundamental pode ser observado na figura a seguir:

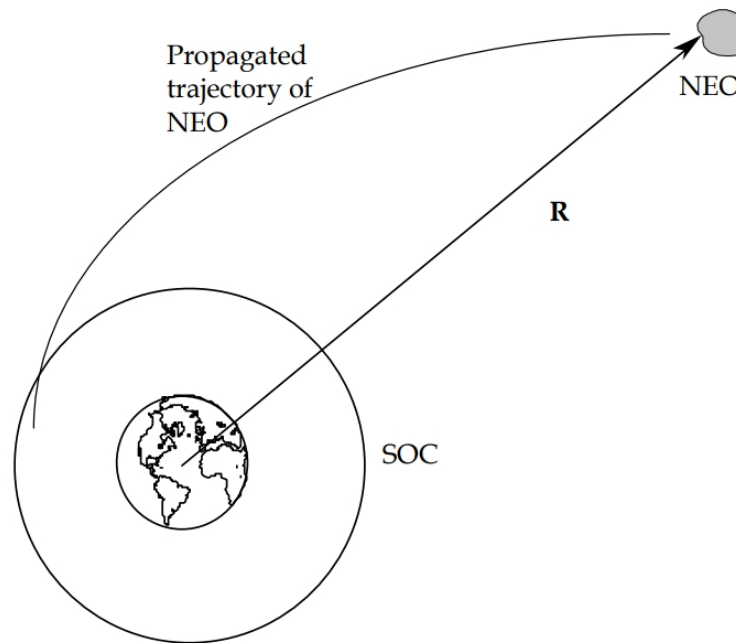


Figura 4 – Problema Fundamental. Fonte: (HALL; ROSS, 1997)

Segundo a figura acima, $\mathbf{R}$ é definido como o vetor posição do NEO em relação à Terra, e o vetor de estado $\mathbf{x}$ descreve o seu movimento. Para que o NEO seja defletido, é necessário que sejam satisfeitas condições que garantem que uma alteração de $\mathbf{x}$ de modo

que (HALL; ROSS, 1997):

$$\|R\| = R \geq SOC \quad \forall t$$

Em qualquer instante de tempo, o módulo do vetor posição deve ser maior ou igual a SOC, de forma que o NEO não intercepte a Terra. De forma equivalente $R_{min} \geq SOC$, ou $R_{min} = \min R$ em $t \geq t_0$, na qual t_0 é o momento de detecção do objeto. Com isso, $\mathbf{R}$ deve satisfazer as condições de continuidade e diferenciabilidade, para que R_{min} satisfaça as seguintes condições (HALL; ROSS, 1997):

$$\frac{dR}{dt} = 0 \quad e \quad \frac{d^2R}{dt^2} > 0$$

A dinâmica do NEO pode ser descrito em função dos seguintes parâmetros:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{t}; \mathbf{p}_a)$$

Na relação acima, o vetor $\mathbf{x}$ descreve a posição, velocidade, orientação e velocidade angular do NEO, $\mathbf{u}$ descreve o controle aplicado sobre o corpo por um veículo que funcionará como mecanismo de deflexão, o vetor $\mathbf{f}(\cdot)$ representa as forças e momentos atuantes sobre o NEO, e o vetor $\mathbf{p}_a$ descreve as propriedades do corpo, como composição e massa. (HALL; ROSS, 1997)

De forma análoga, a dinâmica do veículo válida para um instante de tempo após o instante do lançamento da missão, pode ser descrita em função de parâmetros semelhantes:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{g}(\mathbf{y}, \mathbf{v}, \mathbf{t}; \mathbf{p}_s)$$

O vetor $\mathbf{y}$ caracteriza o estado do veículo, $\mathbf{v}$ descreve o seu controle, $\mathbf{g}$ descreve as forças e momentos atuantes sobre o veículo, e $\mathbf{p}_s$ descreve os parâmetros que caracterizam o veículo, como a massa da *payload*. (HALL; ROSS, 1997)

Dado que o vetor $\mathbf{u}$ é caracterizado como o controle exercido sobre o NEO pelo veículo, ele depende intrinsecamente dos parâmetros que definem a dinâmica de ambos os corpos:

$$\dot{\mathbf{u}} = \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{t}; \mathbf{p}_a, \mathbf{p}_s, \mathbf{p}_d)$$

O termo $\mathbf{p}_d$ caracteriza os parâmetros de missão e as características e capacidades do mecanismo de deflexão. Uma vez que os parâmetros que definem $\mathbf{h}(\cdot)$ variam de acordo com as diversas formas em que $\mathbf{u}$ pode ser aplicado ao NEO, não há uma modelagem única, porém análises semelhantes podem ser aplicadas de acordo com a forma de atuação do mecanismo de deflexão. (HALL; ROSS, 1997)

Dada a distância entre a Terra e o NEO como $R(t) = F(\mathbf{x}(t), t)$, uma estratégia de deflexão deve ser determinada para que os parâmetros $\mathbf{v}$, $\mathbf{p}_s$, $\mathbf{p}_d$ sejam definidos de forma que satisfaçam a condição em que a distância mínima que o corpo pode se aproximar da Terra seja dada por:

$$\min R = \min F(\mathbf{x}(t), t) \geq SOC$$

Neste cenário, as soluções otimizadas buscam maximizar a menor distância em que o NEO pode se aproximar da Terra, a fim de que ele seja afastado o máximo possível. (HALL; ROSS, 1997)

Para a definição da equação de $\dot{\mathbf{x}}$ que descreve a dinâmica do NEO, e de forma análoga $\dot{\mathbf{y}}$ que descreve a dinâmica do veículo, o problema dos n -corpos deve ser considerado.

3.2 Problema dos N -corpos

O problema dos n -corpos descreve o movimento de um corpo, como um satélite, sonda, planeta, etc que está sujeito à ação gravitacional em decorrência de interações com as várias massas existentes no espaço, e à ação de outras forças como arrasto, empuxo e pressão de radiação solar. Assim, um sistema de n corpos é considerado como um conjunto de massas $m_1, m_2, m_3, \dots, m_n$, no qual o corpo a ser estudado é definido como o i -ésimo corpo de massa m_i . (BATE et al., 1971)

A determinação da equação do movimento se dá por meio do vetor resultante da soma de todas as forças gravitacionais, e de outras forças externas que atuam sobre m_i . A Lei da Gravitação Universal de Newton é utilizada para a determinação das forças gravitacionais, porém esta se aplica apenas aos corpos perfeitamente esféricos, assim, variações e efeitos não previstos que ocorrem por influência do formato dos corpos devem ser considerados. (BATE et al., 1971)

Tendo um sistema de coordenadas apropriado para a descrição do movimento a ser analisado, cujos eixos cartesianos são dados por $\mathbf{X}$, $\mathbf{Y}$, $\mathbf{Z}$, as posições dos n corpos $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2, \mathbf{r}_3, \dots, \mathbf{r}_n$ são definidas de acordo com a figura a seguir:

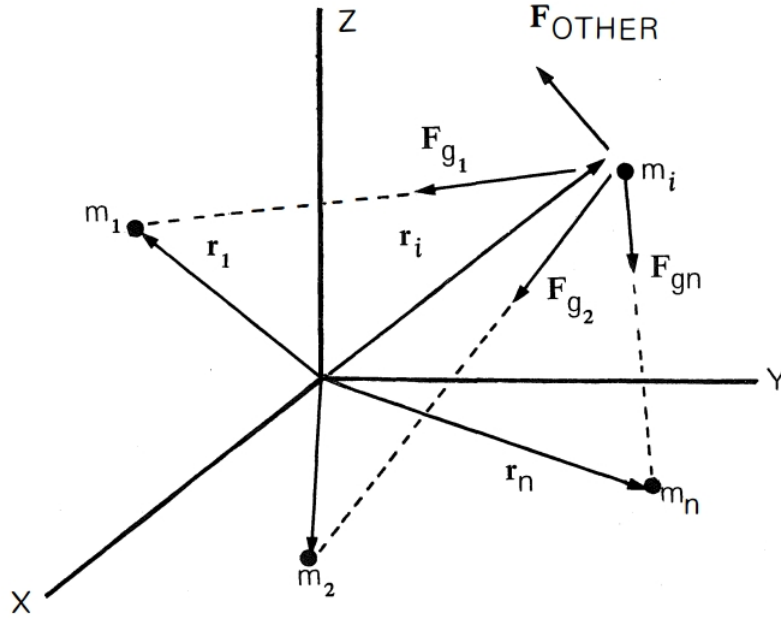


Figura 5 – Problema dos N -corpos. Fonte: (BATE et al., 1971)

Pela Lei da Gravitação Universal, a força $\mathbf{F}_{gn}$ exercida sobre o corpo de massa m_i pelo corpo de massa m_n é dada por:

$$\mathbf{F}_{gn} = -\frac{G m_i m_n}{(r_{ni})^3} \langle \mathbf{r}_{ni} \rangle \quad (3.1)$$

sendo $\mathbf{r}_{ni} = \mathbf{r}_i - \mathbf{r}_n$ a distância entre os corpos.

O vetor resultante $\mathbf{F}_g$ pode ser dado como o somatório de todas as forças gravitacionais que atuam sobre o i -ésimo corpo (BATE et al., 1971):

$$\mathbf{F}_g = -G m_i \sum_{j=1}^n \frac{m_j}{(r_{ji})^3} \langle \mathbf{r}_{ji} \rangle \quad \text{para } j \neq i \quad (3.2)$$

Forças externas que também atuam sobre o corpo, como arrasto, empuxo, pressão de radiação solar, e perturbações provenientes de formas não esféricas, são representadas na figura por $\mathbf{F}_{other}$. Com isso a força total atuante pode ser calculada por (BATE et al., 1971):

$$\mathbf{F}_{total} = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_{other} \quad (3.3)$$

A partir da equação acima, a força total é dada pela Segunda Lei de Newton:

$$\mathbf{F}_{total} = \frac{d}{dt} (m_i \mathbf{v}_i) = m_i \frac{d\mathbf{v}_i}{dt} + \mathbf{v}_i \frac{dm_i}{dt} \quad (3.4)$$

A equação acima pode então ser dividida por $\mathbf{m}_i$, o que resulta na equação geral do movimento para o i -ésimo corpo:

$$\ddot{\mathbf{r}}_i = \frac{\mathbf{F}_{\text{total}}}{m_i} - \dot{\mathbf{r}}_i \frac{\dot{m}_i}{m_i} \quad (3.5)$$

em que $\ddot{\mathbf{r}}_i$ é o vetor aceleração e $\dot{\mathbf{r}}_i$ o vetor velocidade do corpo relativos ao sistema de coordenadas $(\mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z})$, e $\dot{m}_i$ a taxa de variação da massa do corpo caso este esteja ejetando uma quantidade de massa ou caso efeitos relativísticos estejam sendo considerados. (BATE et al., 1971)

Considerando que forças externas e ejeções de massa são nulas, a Terra pode ser representada como a massa m_1 , e um corpo que a orbita como a massa m_2 . A diferença entre o vetor aceleração da Terra referente à interação gravitacional com m_2 , e o vetor aceleração do corpo de massa m_2 , referente à sua interação gravitacional com a Terra e outros corpos, pode ser expresso pela equação (BATE et al., 1971):

$$\ddot{\mathbf{r}}_{12} = - \left[\frac{G m_1}{(r_{12})^3} \langle \mathbf{r}_{12} \rangle + G \sum_{j=3}^n \frac{m_j}{(r_{j2})^3} \langle \mathbf{r}_{j2} \rangle \right] - \left[- \frac{G m_2}{(r_{21})^3} \langle \mathbf{r}_{21} \rangle - G \sum_{j=3}^n \frac{m_j}{(r_{j1})^3} \langle \mathbf{r}_{j1} \rangle \right] \quad (3.6)$$

Uma vez que $\mathbf{r}_{12} = -\mathbf{r}_{21}$, a equação acima pode ser simplificada para:

$$\ddot{\mathbf{r}}_{12} = - \frac{G(m_1 + m_2)}{(r_{12})^3} \langle \mathbf{r}_{12} \rangle - \sum_{j=3}^n G m_j \left(\frac{\mathbf{r}_{j2}}{(r_{j2})^3} - \frac{\mathbf{r}_{j1}}{(r_{j1})^3} \right) \quad (3.7)$$

A equação 3.7 representa a equação geral para o movimento relativo entre dois corpos sob a influência de perturbações geradas por outros corpos. Levando em consideração o movimento de um corpo de massa m_2 (como um NEO) em torno da Terra de massa m_1 , a equação 3.7 fornece a aceleração relativa do corpo com relação à Terra. O último termo refere-se às perturbações causadas por outros corpos como a Lua, o Sol e outros planetas sobre o NEO, em que é possível determinar a magnitude das perturbações em comparação à força gravitacional entre o corpo e à Terra. (BATE et al., 1971)

3.3 Problema de Dois Corpos

O problema de dois corpos é uma simplificação do Problema de N -corpos para descrever o movimento de dois objetos celestes a partir de algumas simplificações da equação geral do movimento relativo. Considera-se que os corpos são esfericamente simétricos, podendo ser modelados como uma massa concentrada, e perturbações externas podem ser desprezíveis, sendo válidas apenas as forças geradas pela interação gravitacional entre esses corpos. (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011; BATE et al., 1971)

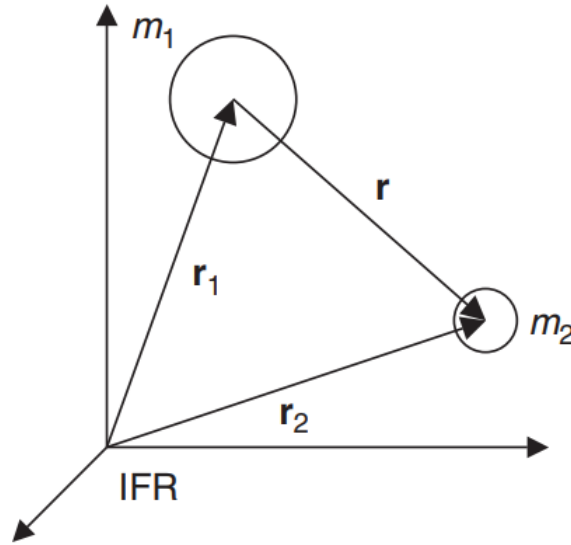


Figura 6 – Problema de Dois Corpos. Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)

A equação do movimento sem perturbações que descreve a ação gravitacional de um corpo de massa m_1 sobre um corpo m_2 é dada por (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011):

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G(m_1 + m_2)}{\|\mathbf{r}\|^3} \mathbf{r} \quad (3.8)$$

Nos casos em que $m_1 \gg m_2$, sendo m_1 muito maior, a equação acima pode ser simplificada desconsiderando m_2 , e considerando M como a massa do corpo maior. Este caso corresponde ao problema restrito de dois corpos, e é definido pela equação:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{\|\mathbf{r}\|^3} \mathbf{r} \quad (3.9)$$

em que o termo GM define o parâmetro gravitacional μ . (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)

A solução desta equação demonstra a Primeira Lei de Kepler, e é definida como a equação das seções cônicas, que descreve o movimento de corpos celestes sob uma ação gravitacional central. Ela é demonstrada por:

$$r(\theta) = \frac{h^2/\mu}{1 + e \cos \theta} \quad (3.10)$$

em que h representa o momento angular específico de um corpo em órbita. (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)

A excentricidade e determina em que tipo de órbita o corpo menor orbita o corpo de maior influência gravitacional. Quando assume valores entre $0 < e < 1$, a órbita é

elíptica, ou circular para o caso específico em que $e = 0$. Para $e = 1$ a órbita se torna parabólica, ou hiperbólica para $e > 1$. A imagem abaixo demonstra as seções cônicas obtidas por meio da equação 3.10:

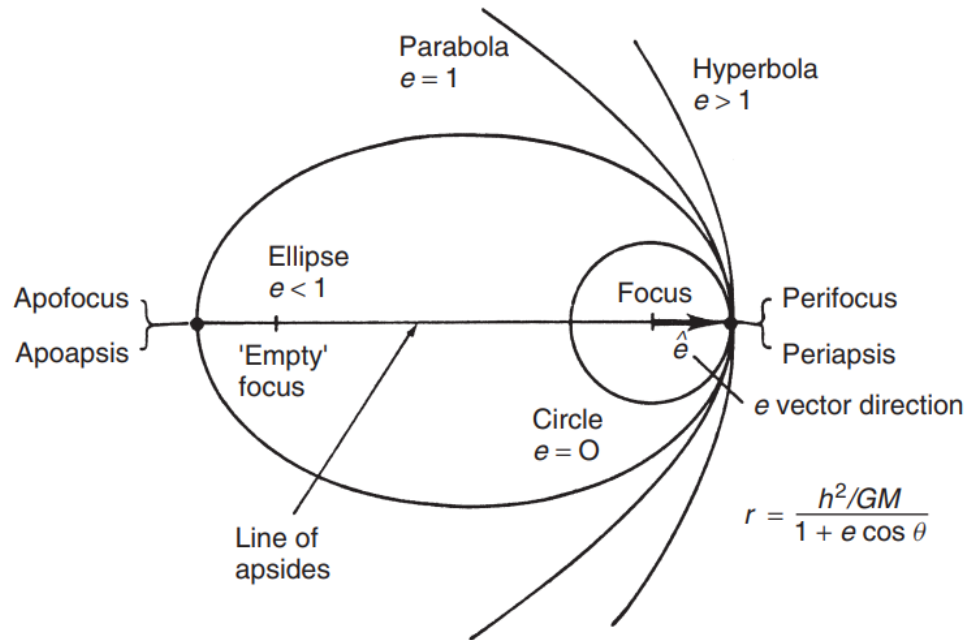


Figura 7 – Seções Cônicas. Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)

Considerando que a maioria dos NEOs seguem órbitas elípticas tendo o Sol como corpo central, são necessários parâmetros orbitais para definir o formato da elipse, e , consequentemente, gerar a trajetória do corpo em torno do Sol. A figura a seguir mostra estes parâmetros:

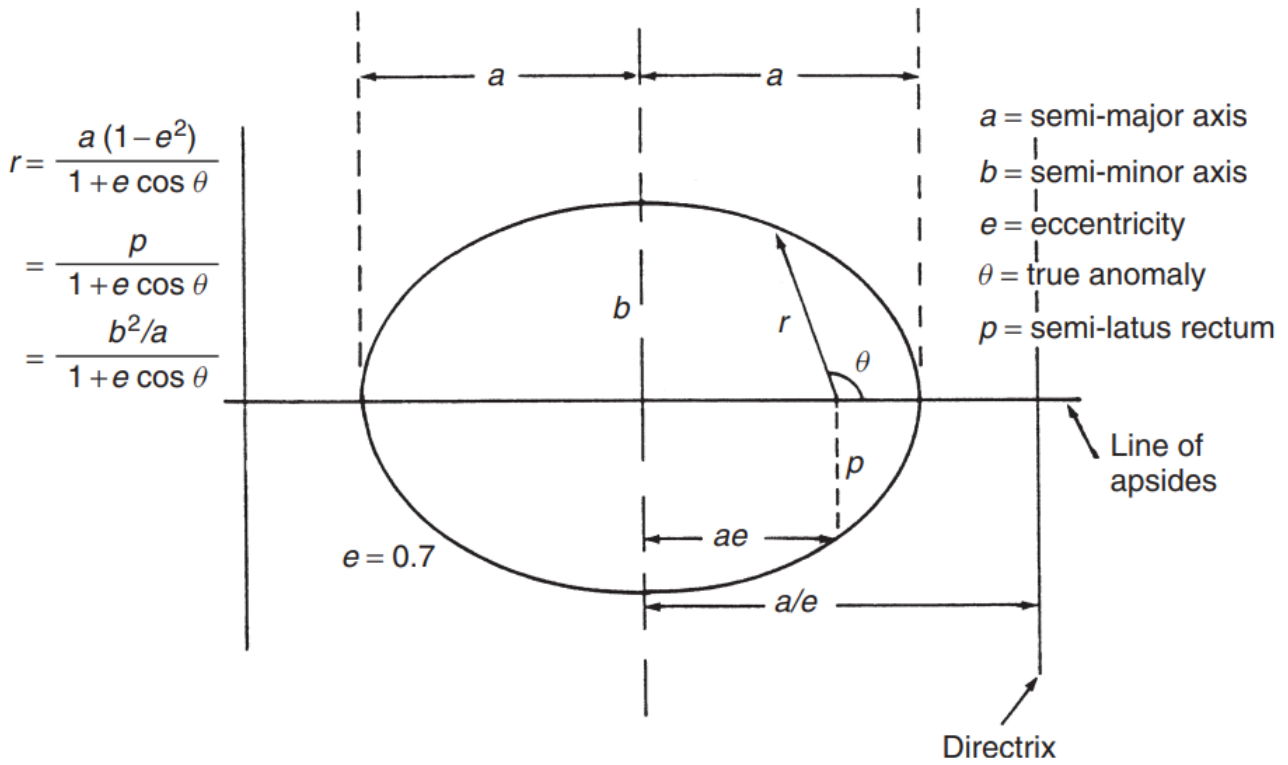


Figura 8 – Parâmetros Orbitais de Órbitas Elípticas. Fonte: (FORTESCUE; SWINERD; STARK, 2011)

Os parâmetros orbitais representados acima podem ser calculados através das equações apresentadas a seguir, onde (BATE et al., 1971):

- a é o semi-eixo maior da órbita.
- e é a excentricidade orbital.
- r_p o raio do periapsis, ponto mais próximo do corpo central.
- r_a o raio do apoapsis, ponto mais distante do corpo central.

As equações são:

$$p = a(1 - e^2) \quad (3.11)$$

$$r_p = a(1 - e) \quad (3.12)$$

$$r_a = a(1 + e) \quad (3.13)$$

3.4 Cenário de Intercepção e Impacto com NEOs

A intercepção e deflexão de um NEO depende de alguns fatores e particularidades que caracterizam o cenário em questão, como o tempo que decorrerá entre a detecção do objeto e a colisão com a Terra, a urgência de uma missão para mitigação e deflexão do corpo, as ações que podem ser tomadas caso hajam vários períodos orbitais remanescentes até o momento de impacto, e se o corpo está a menos de uma unidade astronômica (UA), ou se a colisão pode ser evitada por uma pequena variação de velocidade, mais efetivamente no periélio. (HALL; ROSS, 1997; SOLEM, 1993)

3.4.1 Cenário de Colisão Inelástica

Assumindo uma transferência de momento linear em decorrência de uma colisão inelástica entre um veículo impactador massivo e o NEO, de forma que o NEO não se fragmente e todo o momento linear do impactador seja transferido ao sistema formado pelo corpo e veículo, uma abordagem pode ser construída para se definir a velocidade de impulso ΔV que será aplicada sobre o corpo, para que uma correção instantânea em sua velocidade heliocêntrica possa ser feita de forma que sua trajetória seja alterada. (HALL; ROSS, 1997; IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

Considera-se que a órbita da Terra seja circular de raio r_T , e o NEO esteja em uma órbita no plano da eclíptica, em que a distância do afélio é $r_{a,neo}$ e a distância do periélio $r_{p,neo}$. De forma análoga, considera-se que o veículo tem como trajetória meia órbita de transferência de Hohmann elíptica, na qual o seu afélio está localizado na Terra e seu periélio coincide com o periélio da órbita do NEO e o ponto de colisão entre eles. Com isso, a distância do afélio é $r_{a,V}$ e a distância do periélio $r_{p,V}$. (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

O cenário descrito acima pode ser observado na figura abaixo:

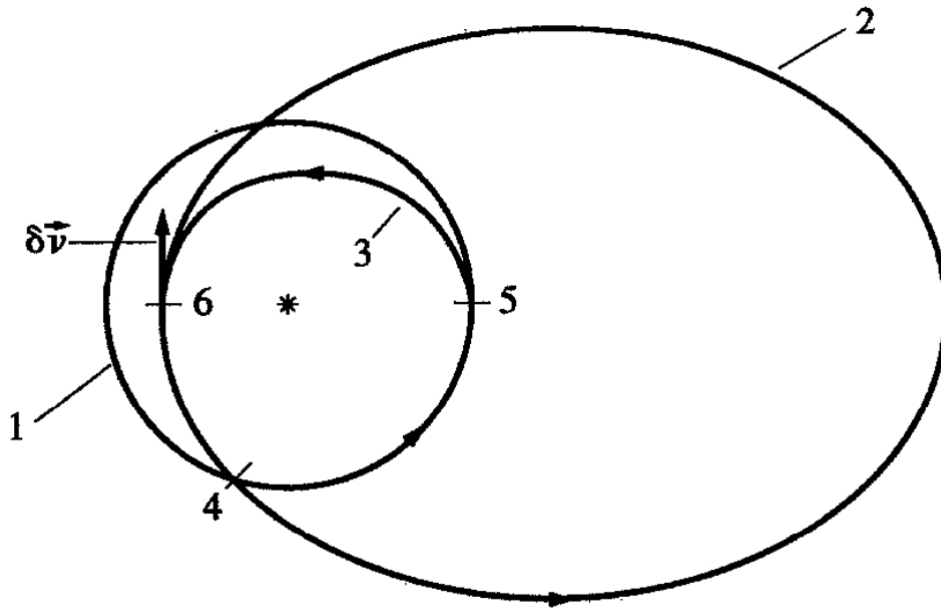


Figura 9 – Órbitas da Terra, NEO e veículo impactador. Fonte: (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

Na figura acima, 1 representa a órbita terrestre; 2 a órbita do NEO; 3 a trajetória do veículo impactador da Terra até o encontro com o NEO; 4 o ponto de intersecção entre as órbitas do NEO e da Terra; 5 o ponto de onde parte o veículo da Terra e 6 o ponto de colisão entre o NEO e o veículo. (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

Considerando um veículo orbitando a Terra como um satélite artificial, em uma órbita circular de raio r_0 , com massa equivalente a m_0 , e impulso específico equivalente a c_1 , a massa do veículo no momento da colisão com o NEO pode ser calculada por (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995):

$$m_V = m_0 \exp\left(\frac{-\Delta v_1}{c_1}\right) \quad (3.14)$$

Na equação acima, Δv_1 é a variação de velocidade aplicada ao veículo a partir de sua órbita circular geocêntrica de raio r_0 , e pode ser calculada pela equação:

$$\Delta v_1 = \left(v_\infty^2 + 2\frac{\mu_T}{r_0}\right)^{1/2} - \left(\frac{\mu_T}{r_0}\right)^{1/2} \quad (3.15)$$

em que o termo μ_T corresponde ao parâmetro gravitacional da Terra e v_∞ à velocidade geocêntrica do veículo no infinito. (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

A velocidade v_∞ pode ser calculada pela diferença entre a velocidade geocêntrica do veículo no afélio $\bar{v}_{a,V}$ e a velocidade da Terra $\bar{v}_T$ no momento em que o veículo parte de sua órbita geocêntrica, como mostrado na equação abaixo (IVASHKIN; SMIRNOV,

1995):

$$v_{\infty} = |\bar{v}_{a,V} - \bar{v}_T| \quad (3.16)$$

Assumindo uma colisão inelástica entre o veículo e o NEO, o incremento de velocidade aplicado ao corpo pode ser calculado por:

$$\delta \bar{v}_{neo} = \frac{m_V}{m_{neo} + m_V} (\bar{v}_V - \bar{v}_{neo}) \quad (3.17)$$

em que as velocidades $\bar{v}_v$ e $\bar{v}_{neo}$ são as velocidades heliocêntricas no periélio de ambas as órbitas, do veículo e do NEO, no momento que antecede colisão. (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

O incremento de velocidade $\delta \bar{v}_{neo}$ decorrente do impacto é responsável por causar um pequeno deslocamento no NEO de n revoluções orbitais em seu periélio. Este deslocamento ocorre transversalmente à órbita podendo ser considerado aproximadamente igual à distância mínima entre o NEO e a Terra no momento da colisão, e obtido por:

$$\delta l = v_{p,neo} n \delta T \quad (3.18)$$

em que δT é a pequena variação no período orbital do corpo causada pelo incremento de velocidade. (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

O período orbital T pode ser calculado pela Terceira Lei de Kepler:

$$T = 2\pi \left(\frac{a^3}{\mu} \right)^{1/2} \quad (3.19)$$

em que a é o semieixo maior da órbita e μ o parâmetro gravitacional do Sol.

A partir da equação de energia orbital específica para o problema de dois corpos, tem-se que:

$$v_p^2 - \frac{2\mu}{r_p} = -\frac{\mu}{a} = -\frac{2\mu}{r_p + r_a} \quad (3.20)$$

em que v_p é a velocidade no periélio, r_p a distância do periélio e r_a a distância do afélio.

Analogamente, a partir das equações 3.19 e 3.20, as variações δT e δv_p são obtidas respectivamente:

$$\delta T = \frac{3T}{2a} \delta a \quad (3.21)$$

$$2 v_p \delta v_p = \frac{\mu}{a^2} \delta a \quad (3.22)$$

Substituindo as equações 3.21 e 3.22 na 3.18, tem-se que:

$$\delta l = 3 n T v_{p,neo}^2 \frac{a}{\mu} \delta v_{p,neo} = 3 n T \frac{r_{a,neo}}{r_{p,neo}} \delta v_{p,neo} \quad (3.23)$$

em que $\delta v_{p,neo}$ é obtido da equação 3.17. (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995)

Da equação 3.20, são obtidas as relações para as velocidades no periélio e afélio respectivamente:

$$v_p = \left(\frac{2\mu}{r_p} \right)^{1/2} \left(\frac{r_a}{r_p + r_a} \right)^{1/2} \quad (3.24)$$

$$v_a = \left(\frac{2\mu}{r_a} \right)^{1/2} \left(\frac{r_p}{r_p + r_a} \right)^{1/2} \quad (3.25)$$

Com isso, a velocidade do veículo na saída de sua órbita terrestre v_∞ e a velocidade da colisão entre o veículo e o NEO podem ser determinadas por (IVASHKIN; SMIRNOV, 1995):

$$v_\infty = \left(\frac{\mu}{r_T} \right)^{1/2} \left[\left(\frac{2r_{p,V}}{r_{p,V} + r_{a,V}} \right)^{1/2} - 1 \right] \quad (3.26)$$

$$|\bar{v}_V - \bar{v}_{neo}| = \left(\frac{2\mu}{r_{p,neo}} \right)^{1/2} \left[\left(\frac{r_{p,neo}}{r_{p,neo} + r_{a,neo}} \right)^{1/2} - \left(\frac{r_{a,V}}{r_{p,V} + r_{a,V}} \right)^{1/2} \right] \quad (3.27)$$

3.4.2 Cenário de Colisão com Ejeção de Massa

Considerando um cenário de interceptação de um corpo, seja ele asteroide ou cometa, que esteja viajando em direção à Terra a uma velocidade v , em que o veículo interceptador viaja a uma velocidade V . O corpo possui uma massa M_a e o interceptador uma massa final M_f , já que ele perdeu massa do combustível expelido, assim $M_c \gg M_f$. O interceptador deve ser capaz de explodir uma região da superfície de forma que haja ejeção de massa. A massa ejetada é consideravelmente mais massiva que o interceptador, de modo que $M_c \gg M_e \gg M_f$. A figura abaixo ilustra o cenário de interceptação (SOLEM, 1993):

A velocidade do veículo interceptador relativa à Terra, quando este estiver estacionado em órbita pode ser dada pela equação de foguete de Tsiolkovski:

$$V = gI_{sp} \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (3.28)$$

O tempo necessário para atingir essa velocidade é muito pequeno comparado ao tempo total de voo ao longo da missão, e o tempo total do momento do lançamento até a interceptação do corpo é dado por (SOLEM, 1993):

$$\Delta t = \frac{R_l}{v + V} \quad (3.29)$$

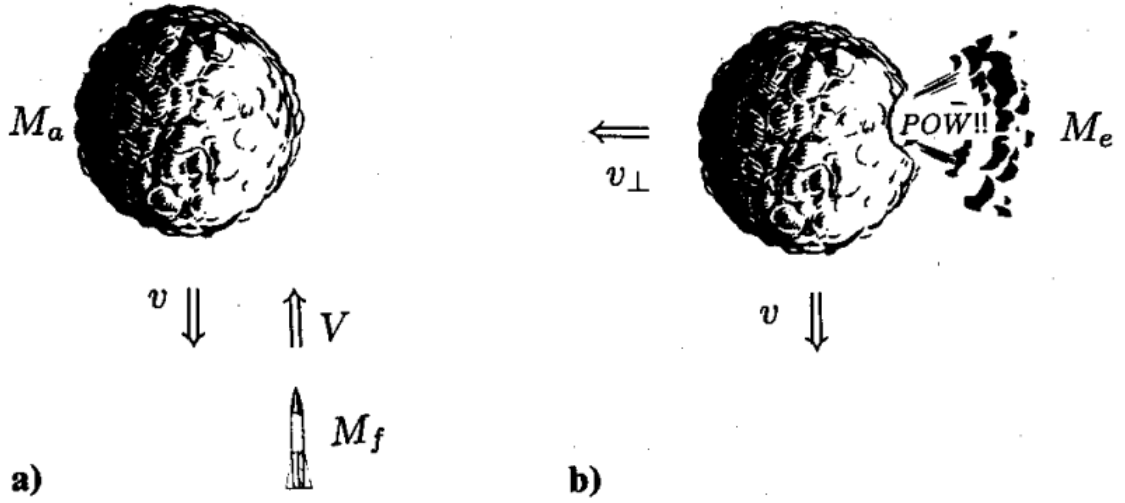


Figura 10 – Cenário de Intercepção. Fonte: (SOLEM, 1993)

A distância em que o corpo será interceptado pode ser calculada por (SOLEM, 1993):

$$R_i = R_l \left(1 - \frac{v}{v + V} \right) \quad (3.30)$$

Se o componente da velocidade aplicada sobre o corpo pelo veículo interceptador ortogonal é transversal à direção do impacto, e denotado por $v_{\perp}$, o corpo se deslocará uma distância que pode ser determinada a partir de uma aproximação linear do movimento Kepleriano (SOLEM, 1993):

$$\epsilon = R_l \frac{v_{\perp}}{v} \left(\frac{V}{v + V} \right) \quad (3.31)$$

O componente transversal da velocidade $v_{\perp}$ pode ser calculado a partir da energia cinética do interceptador para criar uma cratera na superfície do alvo durante a colisão. O momento da massa ejetada seria contrabalanceado pelo momento transversal transferido pelo veículo. A massa ejetada da cratera formada pela explosão é dada por:

$$M_e = \alpha^2 E^{\beta} \quad (3.32)$$

em que os parâmetros α e β dependem de diversos fatores como local do impacto e da explosão, densidade do corpo, composição do solo, e gravidade, entretanto, a maioria das situações apresentam um valor para β de aproximadamente 0,9. (SOLEM, 1993)

A energia cinética no momento da colisão entre o interceptador e o corpo é dada por (SOLEM, 1993):

$$E = \frac{1}{2} M_f (V + v)^2 \quad (3.33)$$

Uma fração da energia cinética transportada pelo interceptador é convertida em energia cinética da ejeção de massa. Se esta fração for equivalente a $1/2 \delta^2$, então:

$$\delta = \sqrt{2 \frac{\text{energia cinética da massa ejetada}}{\text{energia cinética do interceptador}}} \quad (3.34)$$

em que δ pode ser considerado o parâmetro de fração de energia. (SOLEM, 1993)

Assim, a velocidade transversal aplicada sobre o corpo pode ser calculada da seguinte maneira (SOLEM, 1993):

$$v_{\perp} = \delta \frac{\sqrt{M_e E}}{M_a} = \frac{\delta}{M_a} \sqrt{\frac{M_e M_f (V + v)^2}{2}} \quad (3.35)$$

$$v_{\perp} = \frac{\alpha \delta}{M_a} \left[\frac{M_f (V + v)^2}{2} \right]^{\frac{\beta+1}{2}} \quad (3.36)$$

Combinando as equações 3.31, 3.32 e 3.36, a deflexão ϵ pode então ser calculada por (SOLEM, 1993):

$$\epsilon = \alpha \delta R_t \frac{V(V + v)^{\beta}}{M_a v} \left(\frac{M_f}{2} \right)^{\frac{\beta+1}{2}} \quad (3.37)$$

De acordo com a equação acima, se $V \ll v$ a deflexão será proporcional à velocidade de interceptação V , que por sua vez é proporcional ao impulso específico I_{sp} , e se $V \gg v$, a deflexão será proporcional à $V^{\beta+1} \sim V^2$. (SOLEM, 1993)

3.5 Modelagem Matemática do Problema de Deflexão de NEOs

Considerando um NEO cujos parâmetros orbitais são bem definidos, a menor distância entre sua órbita e a órbita da Terra é definida como a Distância Mínima de Interseção Orbital ou *Minimum Orbit Intersection Distance* (MOID), representada por $\Delta \mathbf{r}$, e utilizada como indicador de potenciais colisões. Devido às perturbações gravitacionais, a MOID pode sofrer variações ao longo do tempo. Em um cenário em que $\|\Delta \mathbf{r}\|$ é consideravelmente pequeno, um encontro entre ambos os corpos é provável se eles estiverem em fase. (COLOMBO, 2010)

O objetivo do problema de deflexão de NEOs é a aplicação de uma força impulsiva sobre o corpo em um determinado instante de tempo t_d de tal forma que o seu desvio seja maximizado no ponto em que ocorre a MOID. A força impulsiva atua como uma

perturbação quase instantânea, alterando a órbita nominal do corpo para uma nova órbita aproximada. A figura abaixo mostra esse cenário (COLOMBO, 2010):

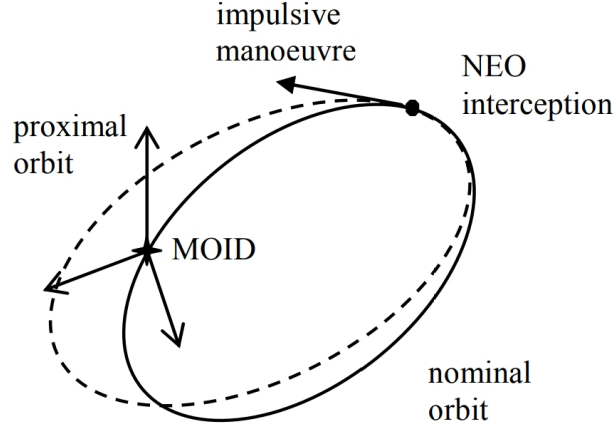


Figura 11 – Deflexão do NEO. Fonte: (COLOMBO, 2010)

Os parâmetros orbitais da órbita do NEO podem ser definidos por: a o semieixo maior da órbita, e a excentricidade, i a inclinação, Ω a longitude do nó ascendente, ω o argumento do periastro, M a anomalia média, θ_{MOID} a anomalia verdadeira no ponto da MOID ao longo da órbita na ausência de perturbações, e $\theta_{MOID}^* = \theta_{MOID} + \omega$ o argumento da latitude. A variação na posição do NEO após a deflexão com relação à sua posição original na ausência de perturbações pode ser dada pelas equações a seguir (COLOMBO, 2010):

$$\delta s_r \approx \frac{r_{MOID}}{a} \delta a + \frac{a e \sin \theta_{MOID}}{\eta} \delta M - a \cos \theta_{MOID} \delta e \quad (3.38)$$

$$\begin{aligned} \delta s_\theta \approx & \frac{r_{MOID}}{\eta^3} (1 + e \cos \theta_{MOID})^2 \delta M + r_{MOID} \delta \omega \\ & + \frac{r_{MOID} \sin \theta_{MOID}}{\eta^2} (2 + e \cos \theta_{MOID}) \delta e + r_{MOID} \cos i \delta \Omega \end{aligned} \quad (3.39)$$

$$\delta s_h \approx r_{MOID} (\sin \theta_{MOID}^* \delta i - \cos \theta_{MOID}^* \sin i \delta \Omega) \quad (3.40)$$

em que os termos δs_r , δs_θ , δs_h são os deslocamentos nas direções radial, transversal e perpendicular ao plano da órbita, e $\eta = \sqrt{1 - e^2}$. (COLOMBO, 2010)

De acordo com as equações acima, a variação da posição relativa é dada por $\delta \mathbf{r} = [\delta s_r \ \delta s_\theta \ \delta s_h]^T$. Uma linearização pode ser feita considerando que $\delta r = \|\delta \mathbf{r}\|$ é muito pequeno em relação ao raio da órbita principal r_{MOID} , com isso $\delta r \ll r_{MOID}$. Pelo termo $\sqrt{1 - e^2}$, as equações acima são restritas às elipses elípticas, em que $e < 1$. (COLOMBO, 2010)

Considerando uma variação instantânea no vetor velocidade $\delta \mathbf{v}$ do NEO, em que seus componentes são dados por $\delta \mathbf{v} = [\delta v_t \ \delta v_n \ \delta v_h]^T$ nas direções tangente e normal ao vetor velocidade no plano da órbita osculante e perpendicular a ele, as variações dos parâmetros a , e , i , Ω e ω podem ser calculadas pelas equações planetárias de Gauss:

$$\delta a = \frac{2a^2 v_d}{\mu_{Sol}} \delta v_t \quad (3.41)$$

$$\delta e = \frac{1}{v_d} \left[2(e + \cos \theta_d) \delta v_t - \frac{r_d}{a} \sin \theta_d \delta v_n \right] \quad (3.42)$$

$$\delta i = \frac{r_d \cos \theta_d^*}{h} \delta v_h \quad (3.43)$$

$$\delta \Omega = \frac{r_d \sin \theta_d^*}{h \sin i} \delta v_h \quad (3.44)$$

$$\delta \omega = \frac{1}{ev_d} \left[2 \sin \theta_d \delta v_t + \left(2e + \frac{r_d}{a} \cos \theta_d \right) \delta v_n \right] - \frac{r_d \sin \theta_d^* \cos i}{h \sin i} \delta v_h \quad (3.45)$$

$$\delta M_{t_d} = -\frac{b}{eav_d} \left[2 \left(1 + \frac{e^2 r_d}{p} \right) \sin \theta_d \delta v_t + \frac{r_d}{a} \cos \theta_d \delta v_n \right] \quad (3.46)$$

em que r_d é o raio e v_d é a velocidade no ponto de intercepção do NEO em que a manobra de deflexão ocorre, h o momento angular, p o *semilatus rectum*, b o semieixo menor, μ_{Sol} o parâmetro gravitacional do Sol. (COLOMBO, 2010)

As equações 3.41 a 3.46 listadas acima são restritas às elipses elípticas, em que $e < 1$ por conta do termo $\sqrt{1 - e^2}$, e são válidas para casos em que a inclinação i e excentricidade e são diferentes de zero, uma vez que os casos em que $i = 0$ e $e = 0$ apresentam singularidades nas equações que descrevem as variações de Ω , ω e M . (COLOMBO, 2010)

O termo δM_{t_d} refere-se à variação da anomalia média M considerando uma variação instantânea na órbita em um instante t_d . No ponto correspondente à MOID, a variação instantânea da anomalia média ocorre devido à mudança no semieixo maior que provoca uma variação no movimento médio (*mean motion*) n , podendo ser calculada por:

$$\delta M_n = \delta n (t_{MOID} - t_d) = \delta n \Delta t \quad (3.47)$$

em que t_{MOID} corresponde ao instante em que ocorre a MOID ao longo da órbita do NEO, e Δt o tempo que decorre do ponto de deflexão ao t_{MOID} . (COLOMBO, 2010)

O termo δn pode ser calculado por (COLOMBO, 2010):

$$\delta n = \sqrt{\frac{\mu_{Sol}}{(a + \delta a)^3}} - \sqrt{\frac{\mu_{Sol}}{a^3}} \quad (3.48)$$

Com isso, a variação na anomalia média M total entre a órbita original e a nova órbita após a perturbação pode ser calculada por:

$$\delta M = -\frac{b}{eav_d} \left[2 \left(1 + \frac{e^2 r_d}{p} \right) \sin \theta_d \delta v_t + \frac{r_d}{a} \cos \theta_d \delta v_n \right] + \delta n \Delta t \quad (3.49)$$

Pode-se observar nas equações demonstradas nesta seção a relação entre a variação nos parâmetros geométricos da órbita de um NEO e os componentes da ação perturbadora, com isso, elas permitem a determinação de qualquer alteração na órbita de um NEO causada por uma força impulsiva qualquer, e conseqüentemente, qualquer desvio que o corpo venha sofrer. (COLOMBO, 2010)

4 *Double Asteroid Redirection Test*

4.1 Concepção da Missão

No contexto dos cenários discutidos até o momento, a missão DART, *Double Asteroid Redirection Test* ou Teste de Redirecionamento de Asteroide Duplo, realizada pela *National Aeronautics and Space Administration* ou NASA, foi a primeira missão de teste em escala real de defesa planetária, lançada em 24 de novembro de 2021, com o objetivo de demonstrar a tecnologia de deflexão de asteroides por meio do método de impacto cinético, comprovando que uma sonda espacial, ou um impactador cinético, pode navegar e colidir intencionalmente com um asteroide. A sonda DART foi projetada para viajar até o sistema binário de asteroides Didymos-Dimorphos, que não está em rota de colisão com a Terra, mas é classificado como NEO. O objetivo principal da missão foi atingir o asteroide menor Dimorphos, que orbita o asteroide maior Didymos, a uma velocidade de aproximadamente 6,15 km/s. ([NASA, 2022a](#))

A missão DART fez parte de uma colaboração internacional denominada *Asteroid Impact and Deflection Assessment* (AIDA) entre as agências espaciais NASA e ESA, *European Space Agency*. A DART atuou em conjunto com a missão Hera, que consistia em um programa espacial da ESA cujo objetivo foi monitorar e realizar pesquisas sobre o sistema binário de Didymos-Dimorphos após o impacto com a sonda DART, com foco em analisar a cratera formada pela colisão e determinação precisa da massa de Dimorphos. Ambas missões foram projetadas para atuarem de forma independente, embora sejam complementares, de modo que a missão Hera foi capaz de detalhar e aprofundar o conhecimento em defesa planetária obtido no teste de deflexão de asteroide realizado pela DART. ([Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, 2025](#))

As figuras abaixo mostram a concepção da missão DART e o cenário idealizado de colisão entre a sonda e o asteroide Dimorphos:

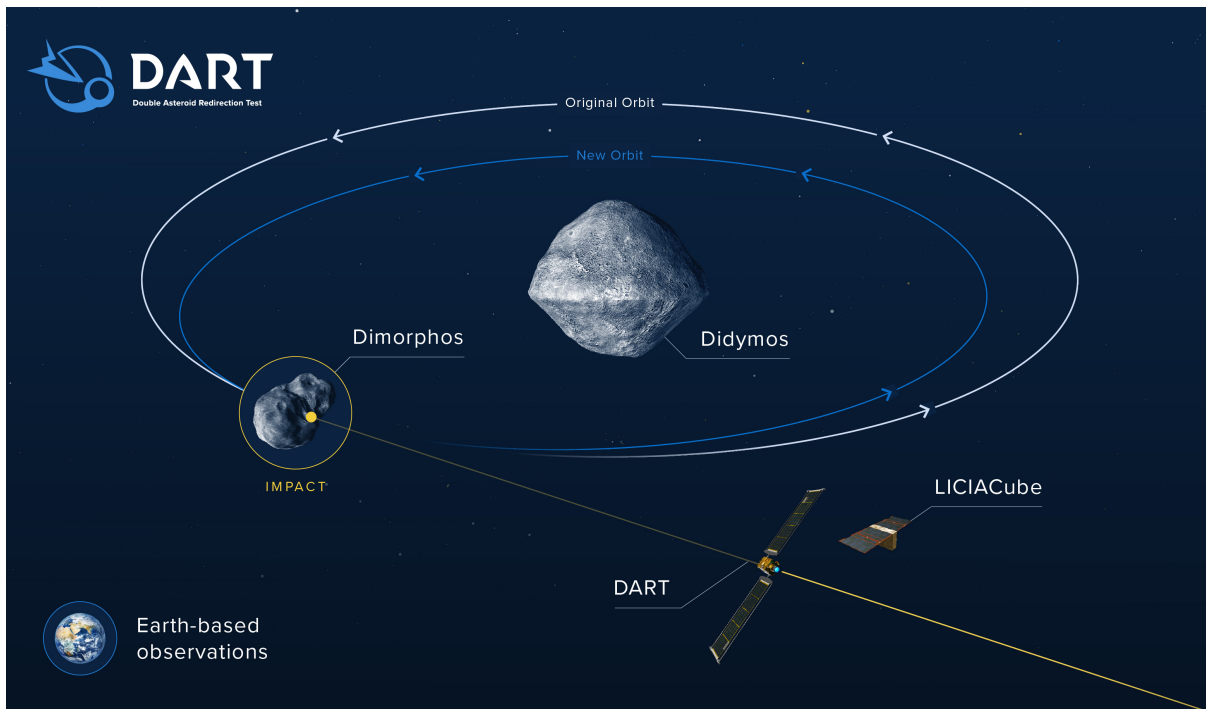


Figura 12 – Missão DART. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.

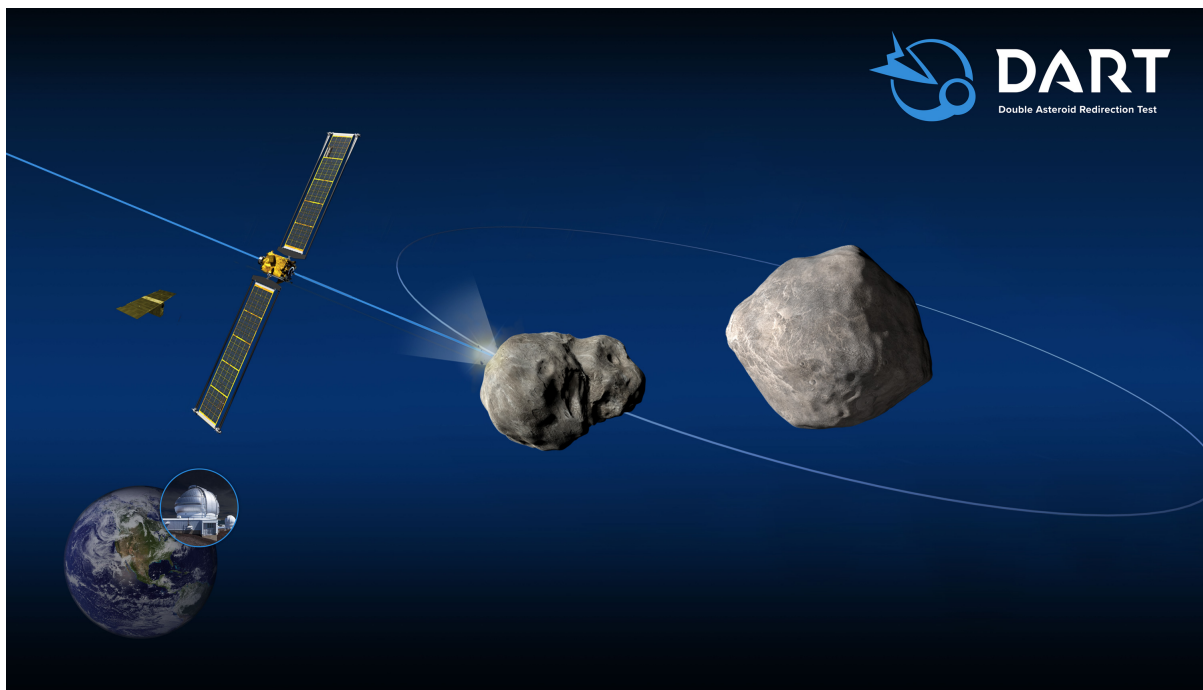


Figura 13 – Trajetória de impacto da sonda DART. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.

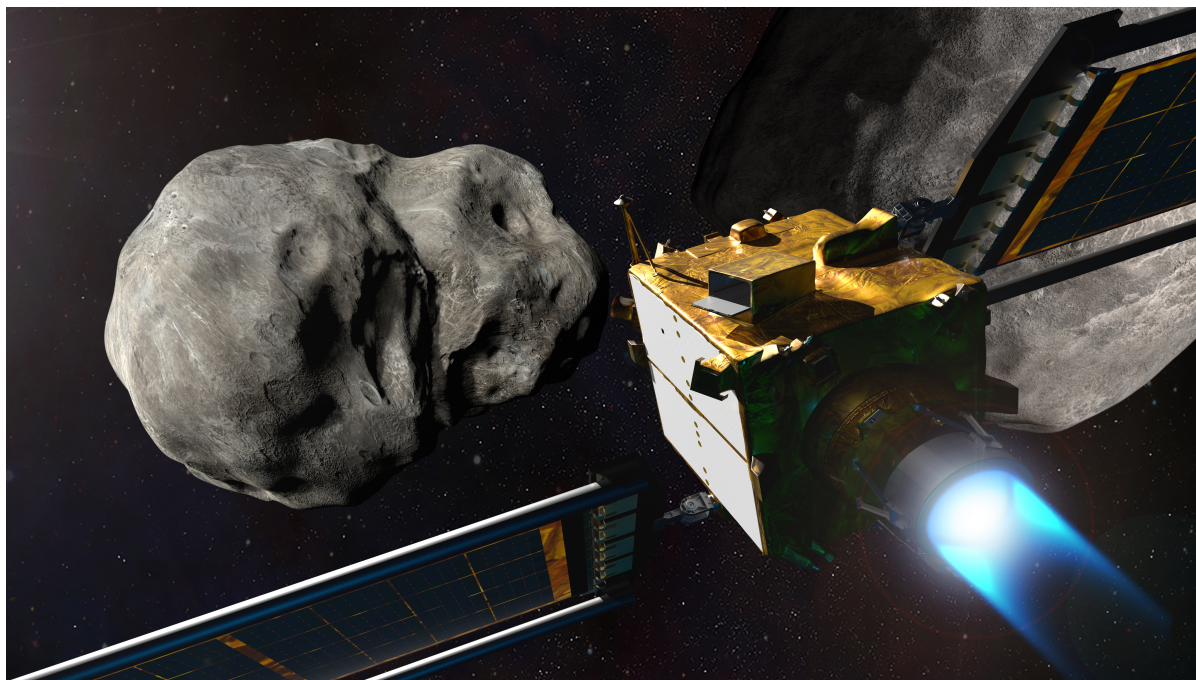


Figura 14 – DART em rota de colisão. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.

O veículo impactador cinético da missão DART é ilustrado nas figuras a seguir:



Figura 15 – Sonda DART. Fonte: NASA/Johns Hopkins APL.

4.2 Efeitos Pós-Impacto

O asteroide Dimorphos, de aproximadamente 160 m de diâmetro, orbitava o asteroide maior Didymos, de aproximadamente 780 m de diâmetro, a uma velocidade de 17 cm/s, a uma distância de aproximadamente 1,2 km, na época que antecedia a colisão com a sonda DART, ocorrida em 26 de Setembro de 2022. A deflexão que Dimorphos sofreu em decorrência do impacto com a sonda pôde ser observada com a mudança de sua órbita em torno do asteroide maior. O período orbital de Dimorphos ao redor de Didymos no pré-impacto era de aproximadamente 11 horas e 55 minutos, e após a colisão, observações astronômicas por pesquisadores em telescópios na Terra concluíram que Dimorphos teve sua órbita alterada em 32 minutos, com margem de erro de 2 minutos. Com isso, o período orbital pós-impacto foi encurtado para 11 horas e 23 minutos. (NASA, 2022a; NASA, 2022b)

A imagem a seguir mostra os registros fotográficos da colisão entre DART e Dimorphos:

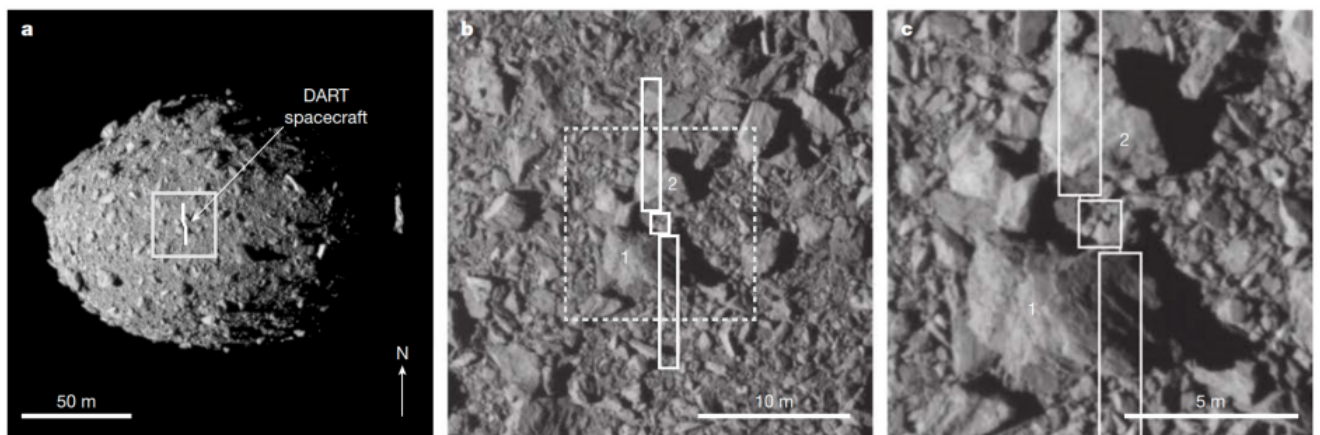


Figura 16 – Cenário da colisão entre DART e Dimorphos. Fonte: (NASA, 2023)

A função da sonda espacial DART foi atingir Dimorphos como um projétil em alta velocidade. Para garantir que a colisão ocorresse no ponto mais próximo à Terra, a DART foi inserida em uma órbita heliocêntrica semelhante à órbita da Terra, inclinada em $3,8^\circ$ em relação a eclíptica, para coincidir com a inclinação da órbita de Didymos. A transferência de momento entre a DART e o asteroide foi dada pelo impulso gerado pelo impacto, e reforçada pela ejeção de massa proveniente da superfície do corpo, que funcionou como uma contribuição extra, e pode ser caracterizada dentro do sistema como um parâmetro de acréscimo de momento. Este parâmetro está sujeito as condições da colisão e das propriedades do asteroide. (MAKADIA et al., 2022; BELLEROSE, 2023)

Alguns parâmetros da missão podem ser observados na tabela abaixo:

Parâmetro	Valor
Hora do Impacto	26-09-2022 23:14:24.183 UTC
Velocidade de Impacto	6,144 km/s
Ângulo Total de Impacto	166,113°
Ângulo de Impacto Fora do Plano	-9,673°
Ângulo de Impacto no Plano	10,000°
Ângulo de Fase Solar na Aproximação	59,524°
Raio efetivo da sonda DART	0,5 m
Massa da sonda DART	536 kg
Densidade efetiva da sonda DART	1023,69 kg/m ³
Coesão do solo de Dimorphos	100 Pa
Porosidade de Dimorphos	35%
Densidade aparente de Dimorphos	2202,77 kg/m ³

Tabela 4 – Parâmetros da missão DART. Fonte: ([MAKADIA et al., 2022](#); [BELLEROSE, 2023](#))

Os dados esperados pela NASA antes da colisão, para garantir o sucesso da missão, eram de uma mudança orbital em torno de 73 segundos no mínimo. O resultado obtido na missão real ultrapassou em mais de 25 minutos os valores esperados. Com isso, pode-se concluir que a missão DART foi bem-sucedida em demonstrar o primeiro teste de defesa planetária e a tecnologia dos impactadores cinéticos. ([NASA, 2022b](#); [BELLEROSE, 2023](#))

5 Simulações *Systems Tool Kit* (STK)

5.1 *Systems Tool Kit* (STK)

A *Ansys Inc.* é uma empresa líder no desenvolvimento de softwares de simulação para engenharia sediada no estado da Pensilvânia, Estados Unidos. Sua subsidiária de segurança nacional, *Ansys Government Initiatives* (AGI), possui em seu portfólio o software de missão digital e análise de sistemas *Ansys Systems Tool Kit®* (STK®), que fornece um ambiente de modelagem baseado em física e simulação de sistemas complexos no contexto de missões realistas. ([Analytical Graphics, Inc., 2024](#))

O STK permite a modelagem de sistemas dentro de uma simulação tridimensional realista e dinâmica no tempo, pela qual é possível obter uma compreensão do comportamento e desempenho da missão. Sendo assim, foi o software escolhido para a simular a missão DART. A versão utilizada para este trabalho foi a STK® v11.2.0.



Figura 17 – STK® v11.2.0. Fonte: AGI

5.2 Estrutura da Simulação

A simulação da missão DART no STK foi realizada em duas etapas: a primeira, denominada **Launch**, corresponde ao estágio de lançamento do foguete que transportou a sonda DART até sua inserção em órbita heliocêntrica; a segunda, denominada **Cruise**,

refere-se à trajetória executada pela sonda desde sua entrada em órbita até sua chegada no sistema binário de Didymos para colisão com Dimorphos.

Algumas considerações foram utilizadas para simplificação, visando uma melhor adequação às limitações técnicas de *software* e *hardware* do computador utilizado, uma vez que trabalhar com o volume de dados gerados na missão real exigiria uma maior capacidade computacional. São elas:

- A etapa *Launch* corresponde ao lançamento desde o *liftoff* até a separação entre sonda e foguete, e aos primeiros 30 dias de missão que caracterizaram a fase de *commissioning*.
- Apenas o asteroide Didymos foi considerado na etapa *Cruise*, sendo que Dimorphos orbita Didymos a uma curta distância, e o objetivo principal foi gerar a trajetória da DART até o sistema binário em consideração.
- A missão simulada é uma versão simplificada da missão real, com menos estágios e manobras orbitais.

5.2.1 Efemérides e Dados Iniciais

Para que a simulação fosse baseada nos dados reais da missão, foram utilizadas as efemérides da sonda DART e do sistema binário Didymos-Dimorphos, geradas pelo sistema *Horizons System* desenvolvido pelo *Jet Propulsion Laboratory (JPL)* da NASA, com a finalidade de fornecer dados precisos referentes aos corpos celestes do Sistema Solar.

Considerando que o *Horizons System* utiliza o sistema de tempo TDB (*Barycentric Dynamical Time*) e o STK utiliza o sistema UTC (*Coordinated Universal Time*), foi necessária a conversão entre esses referenciais. Para isso, utilizou-se um código em *Python* (disponível nos apêndices) com a biblioteca *Astropy* para cálculos astronômicos.

De acordo com o sistema *Horizons*, o instante de início da missão ocorreu em **2021-11-24 06:21:02 UTC**, com o lançamento de um foguete SpaceX Falcon 9 transportando a sonda DART, a partir da Base da Força Espacial de Vandenberg, na Califórnia. O primeiro registro da efeméride da DART ocorreu no instante imediatamente anterior à separação entre a sonda e o segundo estágio do foguete, em **2021-11-24 07:17:53.000 TDB**. ([NASA](#); [JPL](#), 2024)

Dessa forma, foram utilizadas duas efemérides para a DART: a primeira gerada a partir do instante imediatamente após a separação, e a segunda gerada algumas horas após a entrada em órbita. Para os asteroides, considerou-se o sistema binário **65803 Didymos (1996 GT)**, com início do registro no dia anterior ao lançamento da missão.

Para o registro final das efemérides foi considerado o instante do impacto entre a DART e o asteroide Dimorphos, ocorrido em **2022-09-26 23:14:24.183 UTC** ou **2022-09-26 23:15:33.365 TDB**. ([NASA; JPL, 2024](#))

As configurações utilizadas na geração das efemérides estão apresentadas nas imagens a seguir:

The screenshot shows the 'Horizons System' web application interface. At the top, there is a navigation bar with links: Home / Tools / Horizons System. Below this is the 'Horizons System' title and a sub-navigation bar with links: About, App, Manual, Tutorial, Time Spans, and News. The main heading is 'Horizons Web Application'. Below this, there is a 'Save/Load Settings...' button and a 'Set Defaults' button. The configuration settings are listed in five numbered items:

- 1 Ephemeris Type: Vector Table
- 2 Edit Target Body: DART (spacecraft) (2021-110A)
- 3 Edit Coordinate Center: Solar System Barycenter (SSB) [500@0]
- 4 Edit Time Specification: Start=2021-11-24 07:17:53.000 TDB , Stop=2022-09-26 23:15:33.365, Step=1 (fixed)
- 5 Edit Table Settings: custom

Below the settings, there is a text block: 'After specifying settings above (items 1 to 5), generate an ephemeris by pressing the "Generate Ephemeris" button below. If you plan to use one of the "batch" modes to access Horizons, the batch-file corresponding to the settings above can be viewed by using [this link](#).' At the bottom, there is a green 'Generate Ephemeris' button.

Figura 18 – Configurações para DART às 07:17 TDB. Fonte: ([NASA; JPL, 2024](#))

The screenshot shows the 'Horizons System' web application interface, similar to the previous one. The configuration settings are listed in five numbered items:

- 1 Ephemeris Type: Vector Table
- 2 Edit Target Body: DART (spacecraft) (2021-110A)
- 3 Edit Coordinate Center: Solar System Barycenter (SSB) [500@0]
- 4 Edit Time Specification: Start=2021-Nov-25 00:00:00.0000 TDB , Stop=2022-09-26 23:15:33.365, Step=1 (fixed)
- 5 Edit Table Settings: custom

Below the settings, there is a text block: 'After specifying settings above (items 1 to 5), generate an ephemeris by pressing the "Generate Ephemeris" button below. If you plan to use one of the "batch" modes to access Horizons, the batch-file corresponding to the settings above can be viewed by using [this link](#).' At the bottom, there is a green 'Generate Ephemeris' button.

Figura 19 – Configurações para DART às 00:00 TDB. Fonte: ([NASA; JPL, 2024](#))

Home / Tools / Horizons System

Horizons System

About App Manual Tutorial Time Spans News

Horizons Web Application

Save/Load Settings... Set Defaults

1	Ephemeris Type: Vector Table
2	Target Body: 65803 Didymos (1996 GT)
3	Coordinate Center: Solar System Barycenter (SSB) [500@0]
4	Time Specification: Start=2021-Nov-24 00:00:00.0000 TDB , Stop=2022-09-26 23:15:33.365, Step=1 (fixed)
5	Table Settings: custom

After specifying settings above (items 1 to 5), generate an ephemeris by pressing the "Generate Ephemeris" button below. If you plan to use one of the "batch" modes to access Horizons, the batch-file corresponding to the settings above can be viewed by using [this link](#).

Generate Ephemeris

Figura 20 – Configurações para 65803 Didymos. Fonte: (NASA; JPL, 2024)

Para a opção *Table Settings*, foram utilizadas as seguintes configurações com o objetivo de gerar um vetor de estado de posição e velocidade para ambos os corpos analisados:

Vector Table Settings

Select Output Quantities

2. State vector {x,y,z,Vx,Vy,Vz}

Statistical Uncertainties — comets and asteroids only

Select one or more of the following coordinate systems for output of uncertainties in the selected output quantities (position or position and velocity).

☐ XYZ uncertainties (ICRF or FK4/B1950)

☐ ACN uncertainties (along-track, cross-track, normal)

☐ RTN uncertainties (radial, transverse, normal)

☐ POS uncertainties (plane-of-sky; radial, RA, and DEC components)

Additional Table Settings

Reference frame:	ICRF
Reference plane:	ecliptic x-y plane derived from reference frame (standard obliquity, inertial)
Vector correction:	geometric states
Calendar type:	Mixed
Output units:	km and seconds
Vector labels:	☒
Output TDB-UT:	☐
CSV format:	☐
Object summary:	☒

Use Specified Settings Reset to Defaults

Figura 21 – Configurações *Table Settings*. Fonte: (NASA; JPL, 2024)

As efemérides geradas estão disponíveis nos anexos ao final deste trabalho.

5.2.2 Launch

A simulação da primeira fase da missão seguiu os passos apresentados a seguir:

1. Cenário

Primeiramente, foi criado um cenário com o instante inicial (*Start*) definido como a hora exata do início da missão, correspondente ao *liftoff*. O tempo de parada (*Stop*) foi estabelecido em +30 dias, representando a fase de *commissioning*.

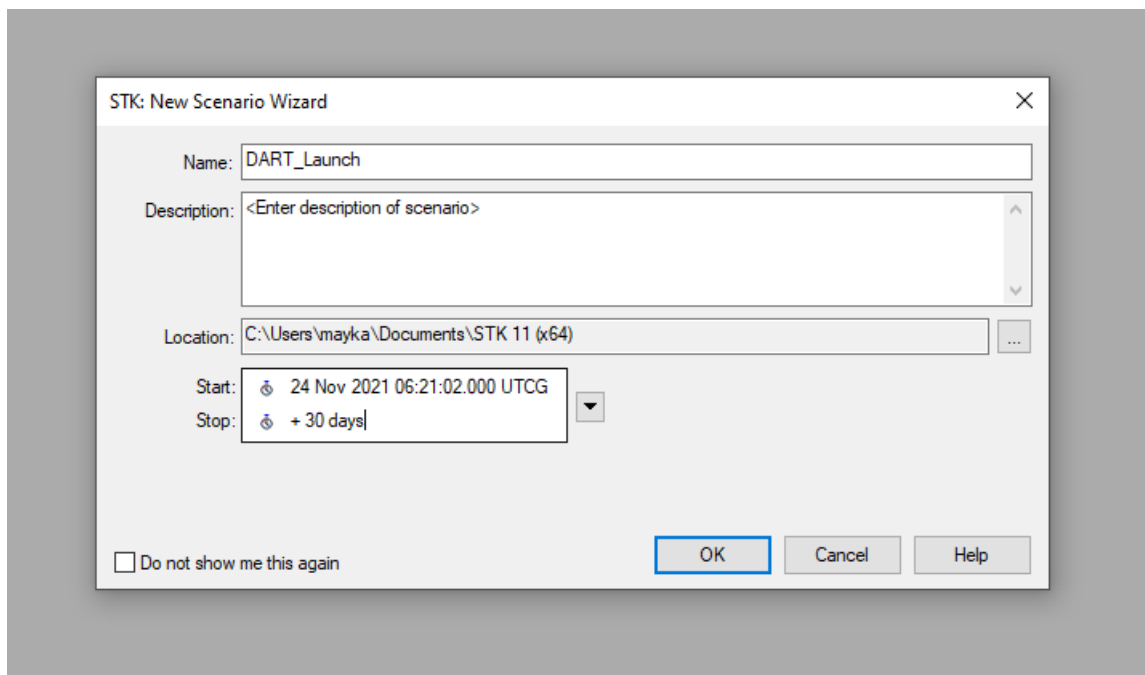


Figura 22 – Cenário *Launch*.

2. Facility

Para a representação da Base da Força Espacial de Vandenberg em que ocorreu o lançamento da missão, foi adicionado ao cenário uma instalação por meio das funções seguintes:

Insert > Insert Default Object > Facility

A imagem a seguir apresenta a janela principal do STK e as funções citadas anteriormente:

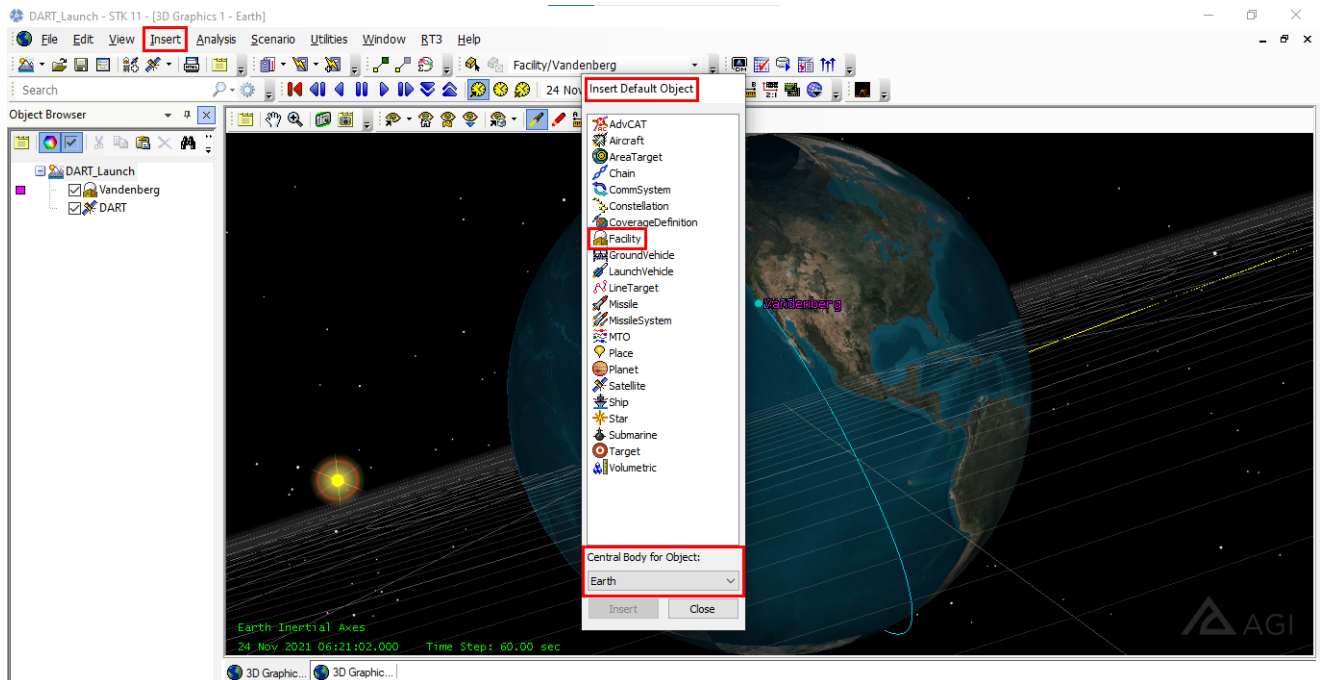


Figura 23 – *Insert Facility*.

Utilizando o ícone de propriedades no *Object Browser* e renomeando a instalação para *Vandenberg*, foram inseridos os dados referentes à localização da base, como latitude, longitude e altitude, para que ela fosse corretamente posicionada na superfície do globo terrestre, como demonstrado na imagem abaixo:

Select Facility > Properties > Basic > Position

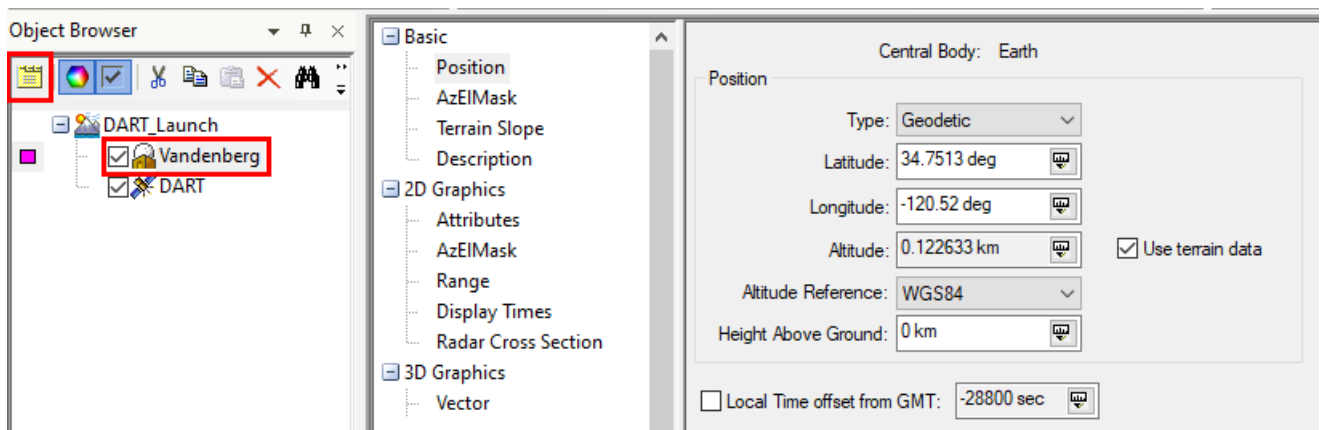


Figura 24 – Propriedades da instalação.

3. DART *Satellite*

A etapa seguinte consistiu em inserir um satélite cuja funcionalidade está em representar a sonda e gerar a sua trajetória por meio das configurações de suas propriedades. A DART foi inserida em uma órbita de trajetória interplanetária heliocêntrica

e, por isso, o corpo central a ser escolhido deve ser o Sol, conforme demonstrado nos passos a seguir e na imagem abaixo:

Insert > Insert Default Object > Satellite > Central Body > Sun

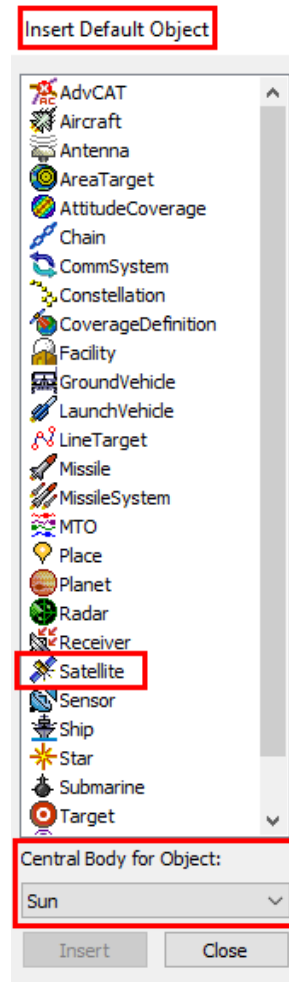


Figura 25 – *Insert Satellite*.

4. Propagator

A função *Satellite* permite que um propagador seja utilizado como ferramenta de solução analítica e cálculo numérico para prever a trajetória de um corpo celeste ao longo do tempo e determinar sua órbita no espaço, com base nas condições iniciais e nas forças atuantes de acordo com as Leis de Newton. (AGI, 2025)

Os propagadores podem ser **analíticos** (baixa fidelidade), **semi-analíticos** (média fidelidade), e **numéricos** (alta fidelidade). Os propagadores analíticos fornecem efemérides e vetores de posição e velocidade a partir de soluções diretas das equações de movimento em função do tempo, sem utilizar métodos numéricos. Os semi-analíticos aplicam algumas técnicas numéricas para substituir aproximações e os numéricos integram as equações de movimento numericamente. (AGI, 2025)

Dentre as opções disponíveis, três propagadores foram considerados neste trabalho (AGI, 2025):

- **TwoBody** - Propagador de solução analítica que modela o movimento kepleriano considerando apenas a força gravitacional da Terra, e portanto, menos preciso.
- **HPOP** (*High Precision Orbit Propagator*) - Propagador numérico de alta precisão que determina órbitas circulares, elípticas e hiperbólicas em grandes distâncias além da influência do sistema Terra-Lua, considerando perturbações externas e influências gravitacionais de vários corpos.
- **Astrogator** - Método avançado de alta precisão que utiliza o módulo interativo *Mission Control Sequence* (MCS) para planejamento e controle de sequências de missões espaciais, execução de manobras orbitais finitas e impulsivas, e propagação de trajetórias de veículos espaciais.

Considerando que o objetivo da simulação é gerar a trajetória de lançamento do foguete transportando a DART até sua inserção em órbita heliocêntrica, e modelar a trajetória da fase inicial da missão, o Astrogator foi utilizado para definir a sequência da missão. Assim, renomeando o objeto *Satellite* para DART, as seguintes funções foram aplicadas, conforme apresentado nos passos e na imagem abaixo:

Select DART > Properties > Basic > Orbit > Propagator > Astrogator

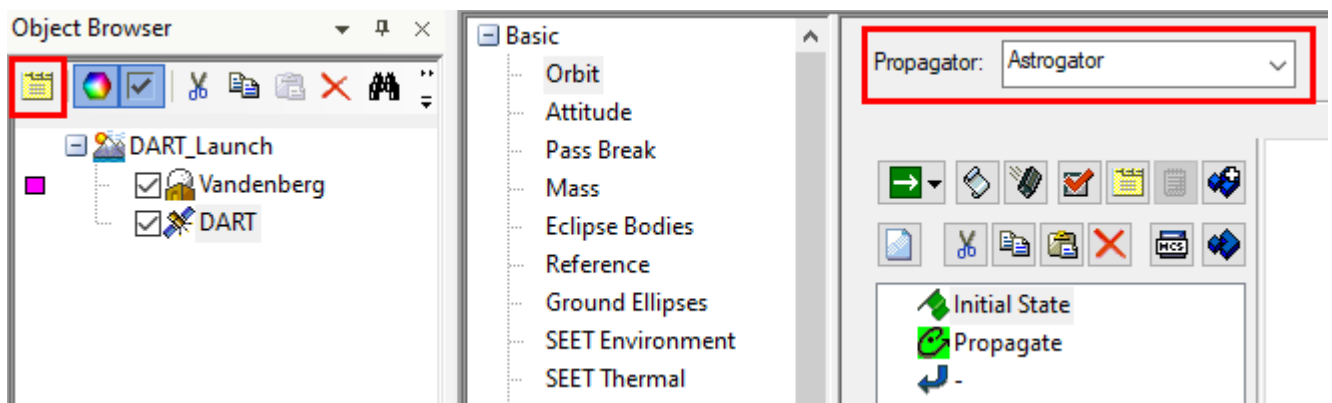


Figura 26 – Propagador.

No MCS, a sequência definida para melhor representar os estágios analisados da missão foi composta por três segmentos: **Launch**, correspondente ao instante de *liftoff* até o instante de separação do segundo estágio; **Spacecraft Separation** para definir a posição inicial da sonda no instante imediatamente anterior à separação do estágio; **Commissioning** para propagar a trajetória a partir da posição inicial até a condição de parada definida como 30 dias após o lançamento.

Essa sequência é demonstrada nos passos e imagem a seguir:

Insert Segment > Launch

Insert Segment > Initial State > Rename to Spacecraft Separation

Insert Segment > Propagate > Rename to Commissioning

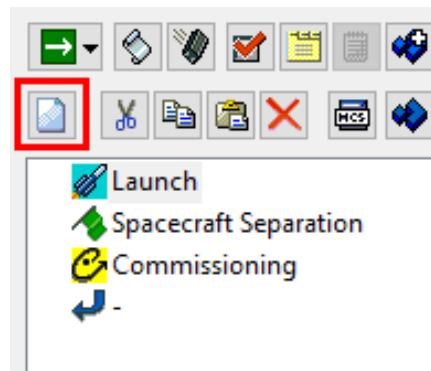
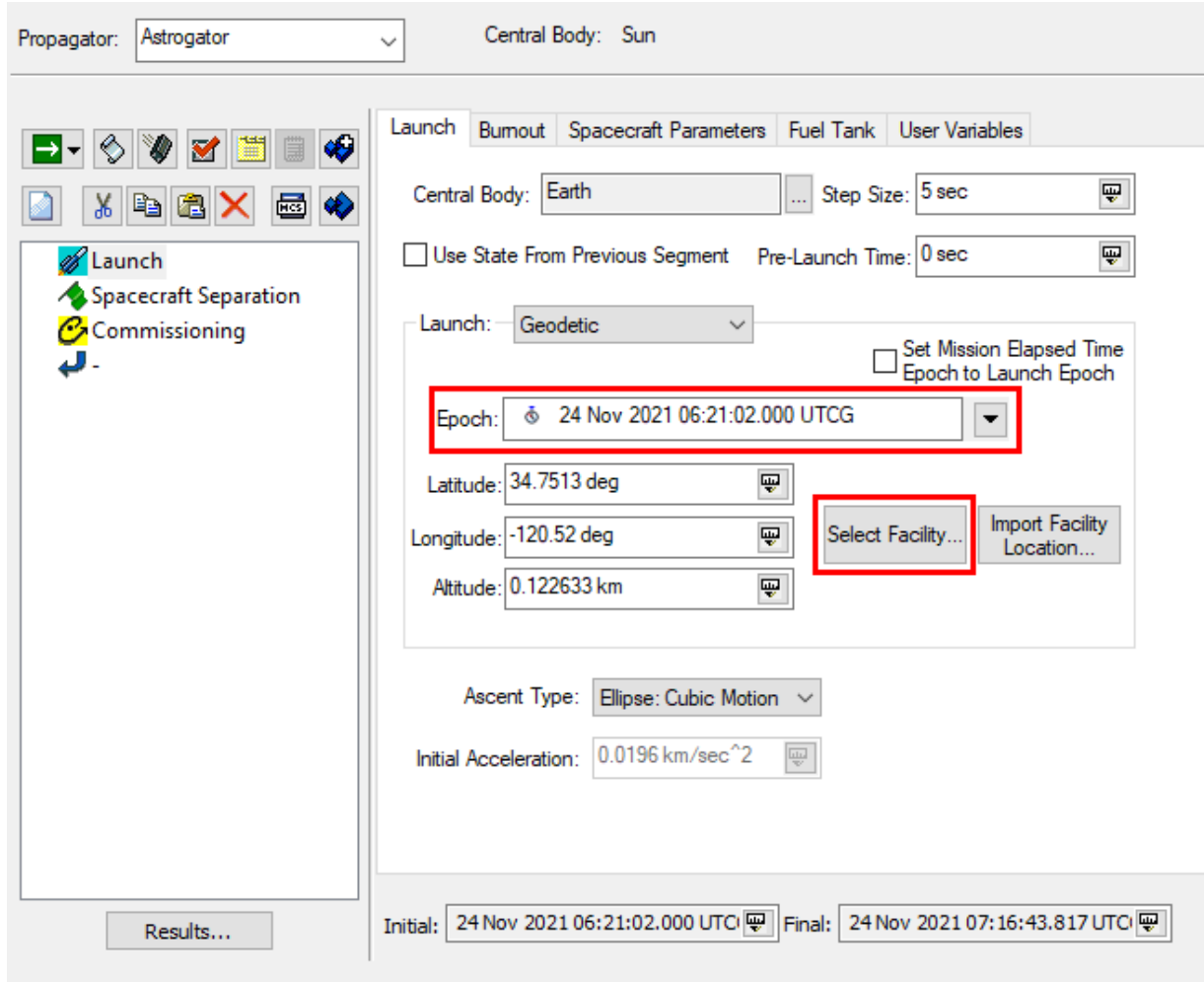


Figura 27 – MCS.

5. Launch

Para as configurações deste segmento foi utilizada a hora exata de decolagem do foguete às 06:21 UTC do dia 24 de novembro de 2022 como a época de lançamento (*Epoch*). Para configurações do local de lançamento, foi utilizada a função *Select Facility* para inserir a base de Vandenberg, como observado na imagem a seguir:

Figura 28 – *Launch*.

Para as configurações de *Burnout*, representando o momento em que o combustível é consumido completamente e os motores do foguete são desligados, foi utilizada uma aproximação de dados com base no *Launch Ground Track* da missão (BELLEROSE, 2023). O instante de separação entre estágio e sonda ocorreu às 07:17:20 UTC de acordo com as efemérides da DART (disponíveis nos anexos), sendo esse instante adotado como referência para o tempo de voo até o momento da queima completa de combustível.

A velocidade de *Burnout* foi calculada considerando que a sonda foi inserida diretamente em órbita heliocêntrica a uma altitude estimada em 300 km, a partir da equação da velocidade de escape:

$$v_{esc} = \sqrt{\frac{2GM_{corpo}}{R}} \quad (5.1)$$

Os valores utilizados são mostrados na imagem a seguir:

Propagator: Astrogator Central Body: Sun

Launch Burnout Spacecraft Parameters Fuel Tank User Variables

Burnout: Launch Az / Alt

Time of Flight: 3341.82 sec

Azimuth: 155 deg

Downrange Dist: 19932.3 km

Altitude: 300 km

Burnout Velocity: Use Fixed Velocity

Fixed Velocity: 10.93 km/sec

Inertial Velocity: 7.72837 km/sec

Inertial Velocity Azimuth: 103.35 deg

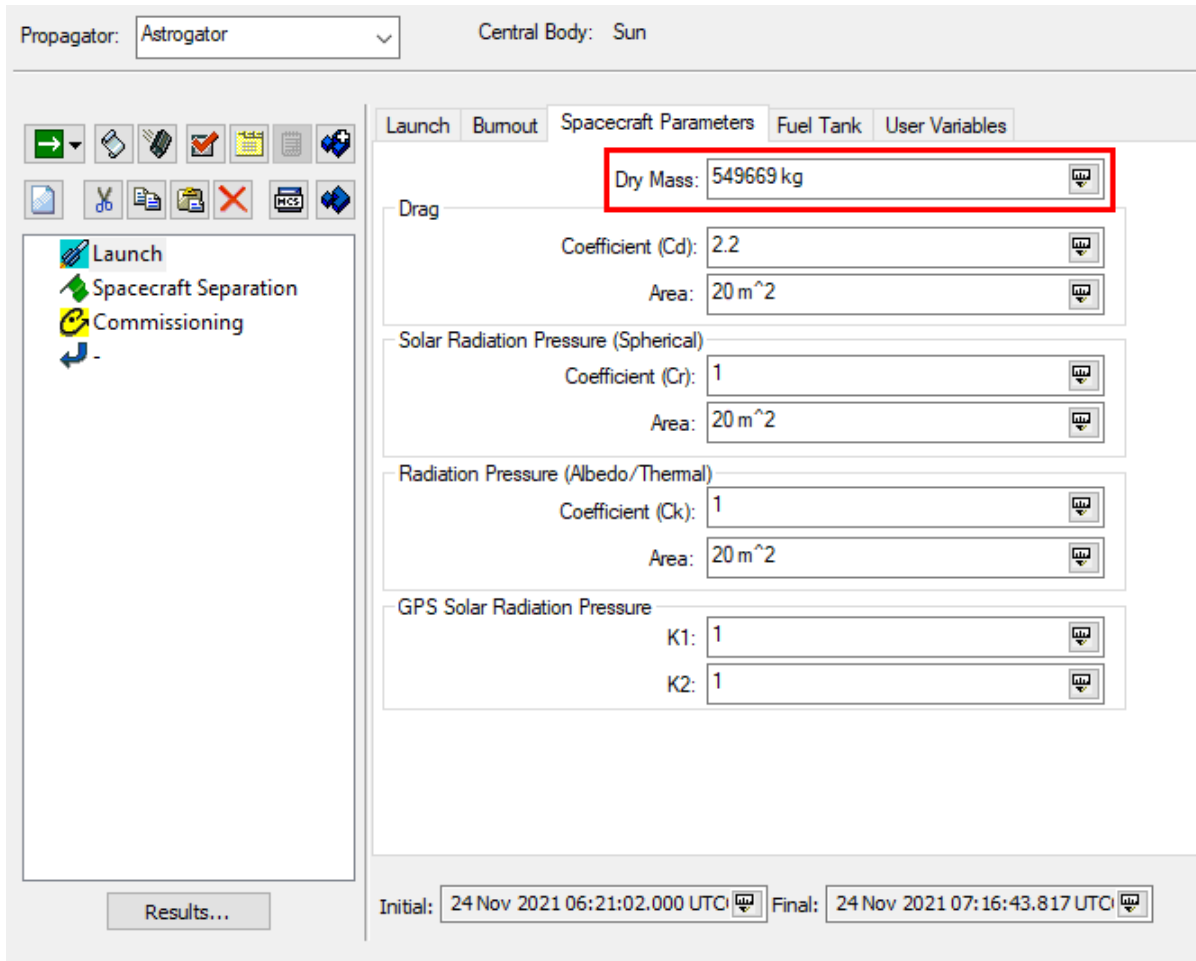
Inertial Horizontal Flight Path Angle: 0 deg

Initial: 24 Nov 2021 06:21:02.000 UTC Final: 24 Nov 2021 07:16:43.817 UTC

Results...

Figura 29 – *Burnout*.

Para a configuração dos parâmetros do veículo, foi considerado o conjunto foguete + sonda como a massa total, utilizando os valores do SpaceX Falcon 9 e da DART, sendo 549.054 kg para o Falcon 9 e 615 kg para a DART, respectivamente ([SPACEX, 2025](#); [NASA, 2023](#)). Para os demais parâmetros foram utilizados os valores padrão do STK. A imagem abaixo ilustra os valores utilizados:

Figura 30 – *Spacecraft Parameters*.

6. *Spacecraft Separation*

Para esse segmento foi utilizada a primeira efeméride gerada em **2021-11-24 07:17:53.0000 TDB (07:16:43.817 UTC)** como condição inicial, determinada pelos vetores posição (X,Y,Z) e velocidade (Vx,Vy,Vz) neste instante de tempo. As coordenadas cartesianas são geradas no referencial **Eclíptica J2000.0** tendo o Sol como corpo central. Por isso, o sistema de coordenadas deve ser ajustado de acordo com referencial utilizado, sendo **MeanEclpJ2000** o escolhido. A seleção do referencial é mostrada nos passos e imagens a seguir:

*Select Coord. System > ... > Select Reference > Sun >
MeanEclpJ2000*

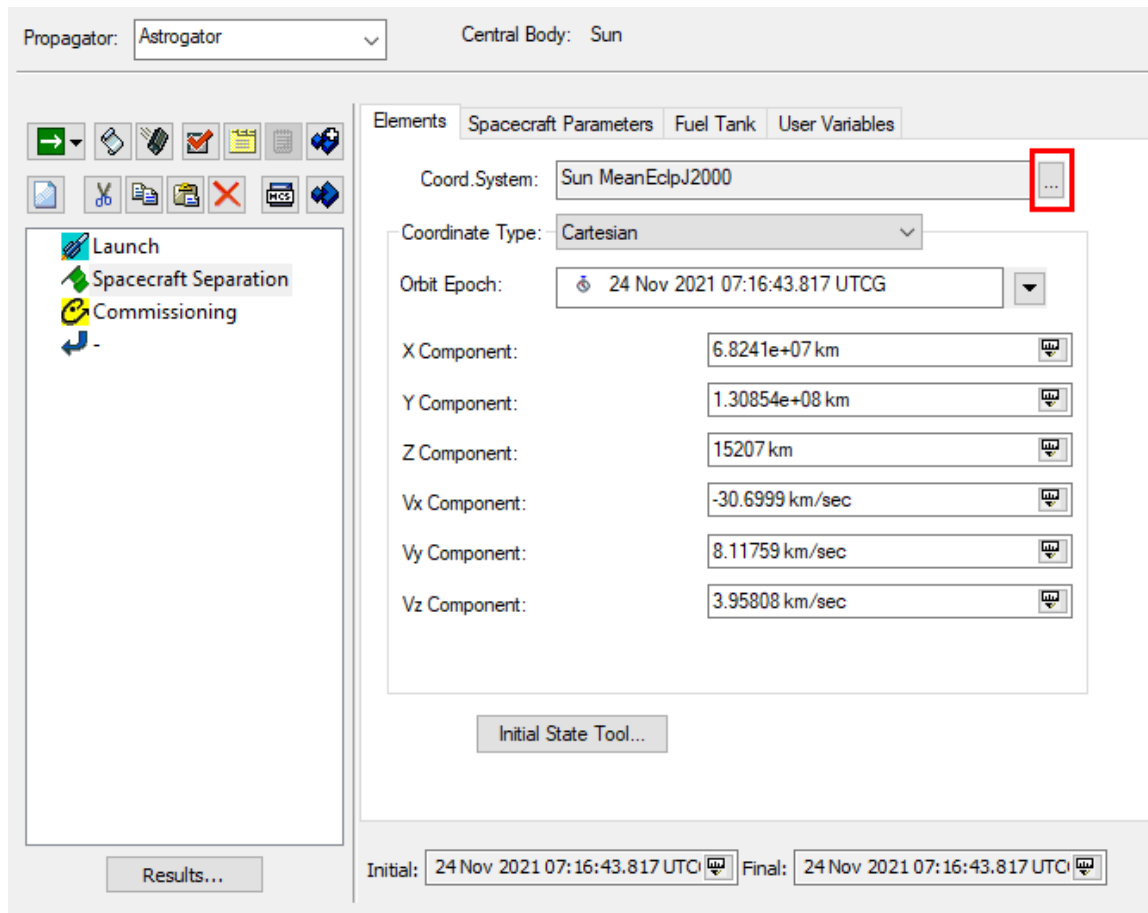


Figura 31 – Sistema de Coordenadas.

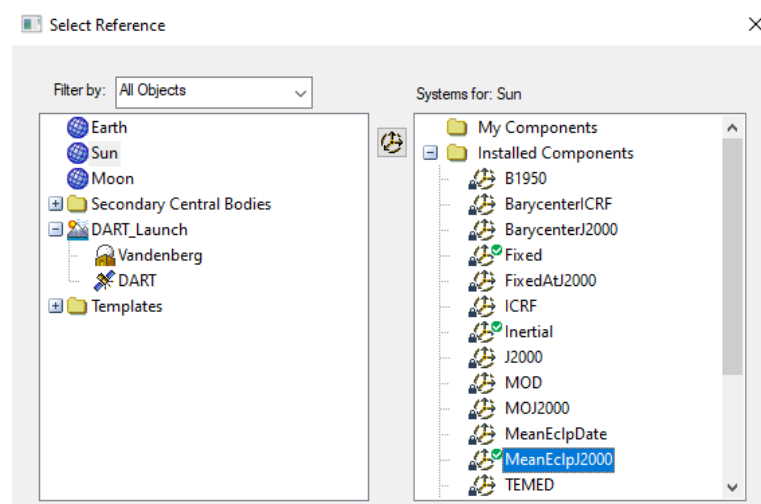


Figura 32 – Referencial.

Considerando que esse segmento ocorre após a separação do foguete, o valor considerado para a massa total nesta etapa foi apenas o da sonda DART, como mostrado a seguir:

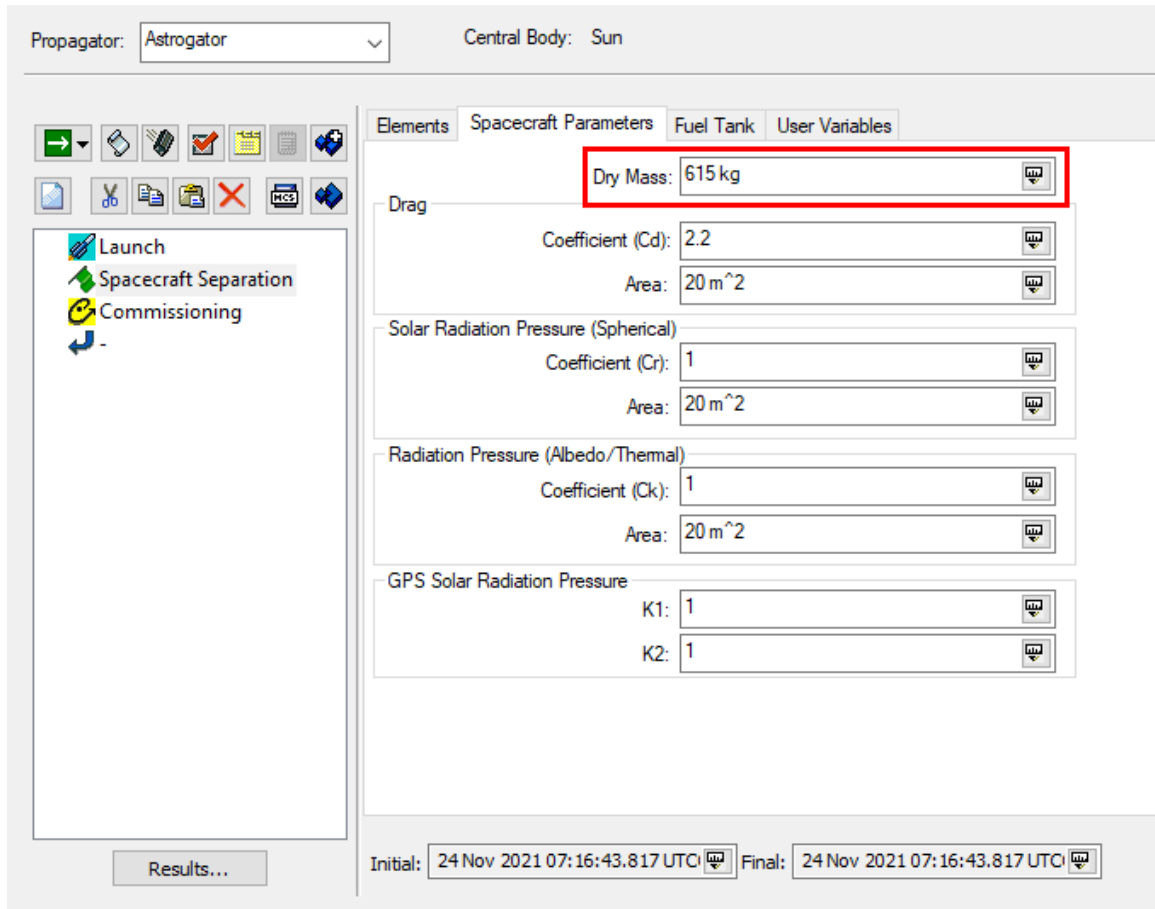


Figura 33 – *Spacecraft Separation Parameters*.

7. Commissioning

Este segmento corresponde à propagação da trajetória da DART em 30 dias a partir da condição inicial pós separação de estágio e inserção em órbita. Considerando que a órbita é heliocêntrica, é necessário escolher o propagador correspondente. A condição de parada é determinada como o instante final da propagação de trajetória. Dentre as opções disponíveis no STK, a condição escolhida foi a duração de 30 dias para este caso. Os passos necessários para essa configuração são mostrados abaixo:

Select Propagator > ... > Heliocentric

Select Stopping Conditions > Duration

Propagator: Astrogator Central Body: Sun

Propagator: Heliocentric ... Advanced...

Stopping Conditions

On	Name	Sequence	User Comment	Description
☒	Duration	STOP	Stop after a specified duration	Stop after a specified duration

Trip: 30 day ... Criterion: ...

Tolerance: 1e-08 sec ... Repeat Count: 1

Max Trip Times: 10000 ...

User Calc Object: ... Edit Constraints: ...

Sequence: STOP ...

Before: N/A ... ☒ Condition Inherited by Automatic Sequences

Initial: 24 Nov 2021 07:16:43.817 UTC ... Final: 24 Dec 2021 07:16:43.817 UTC ...

Results...

Figura 34 – Commissioning.

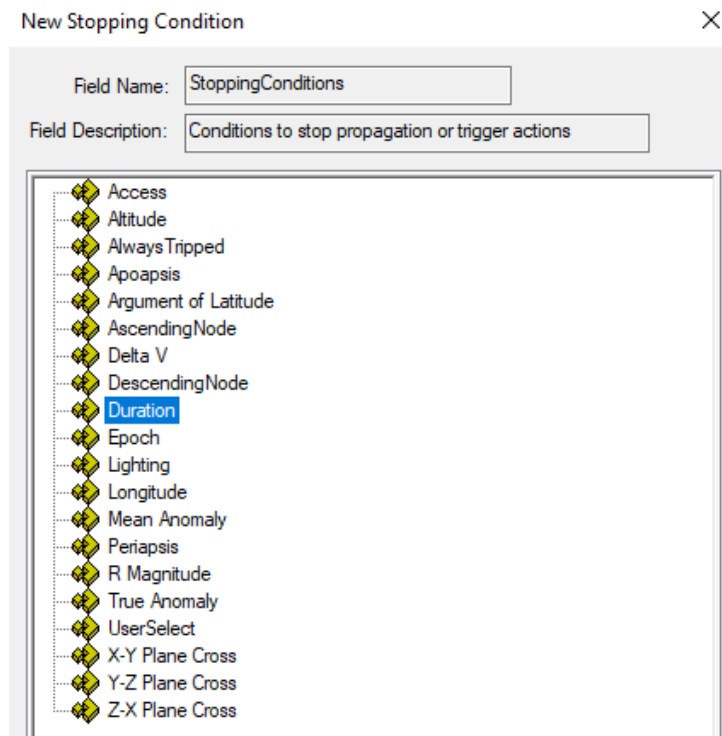
Select Propagator

Field Name: Propagator

Field Description: Propagator used to create trajectory

- CisLunar
- Earth HPOP Default v10
- Earth J2
- Earth Point Mass
- Heliocentric**
- Moon HPOP Default v10
- Previous Versions

Figura 35 – Propagador Heliocêntrico.

Figura 36 – *Stopping Conditions*.

8. Trajetórias Geradas

A partir das etapas descritas anteriormente, as seguintes trajetórias foram geradas e são apresentadas nas imagens abaixo:

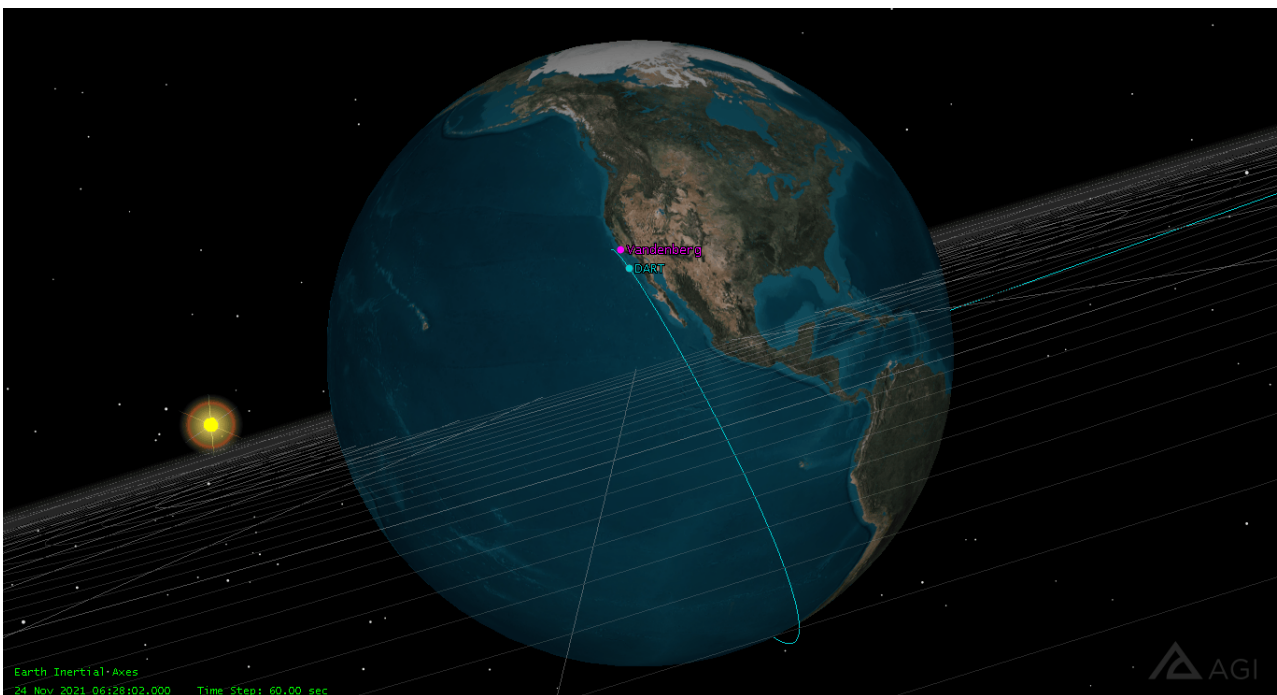


Figura 37 – Trajetória do Falcon 9 em torno da Terra - Vista Superior.

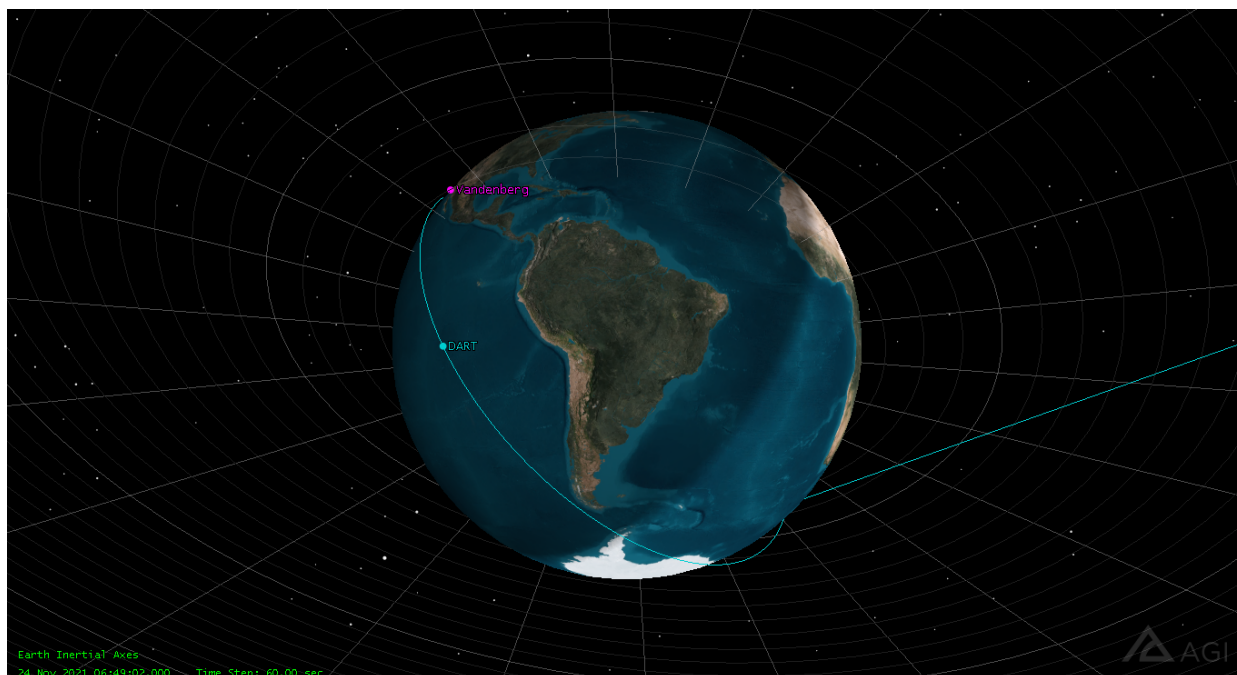


Figura 38 – Trajetória do Falcon 9 em torno da Terra - Vista Inferior.

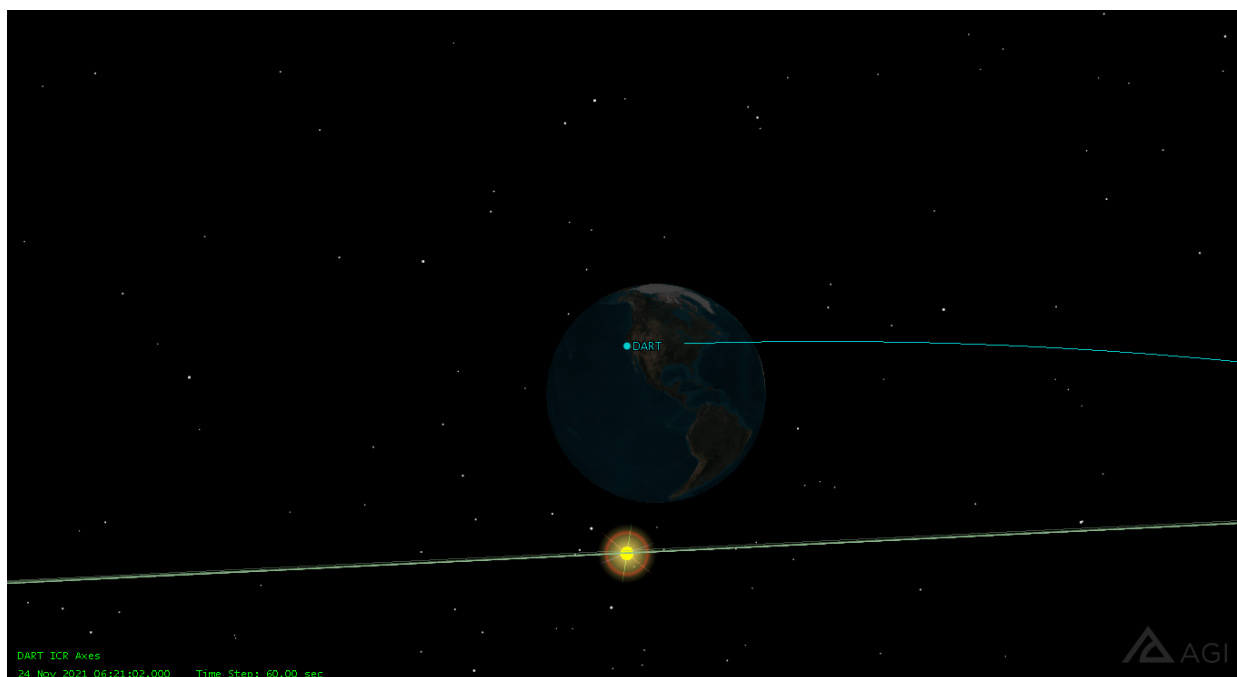


Figura 39 – Trajetória Heliocêntrica em torno do Sol.

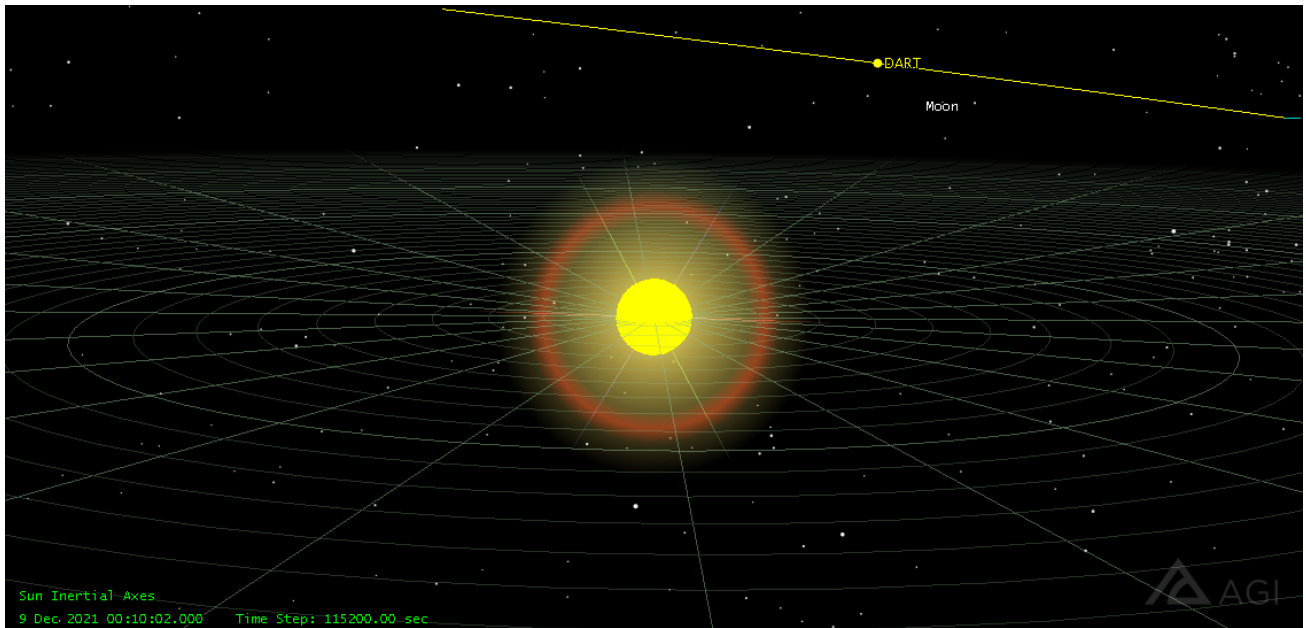


Figura 40 – Órbita da DART em torno do Sol.

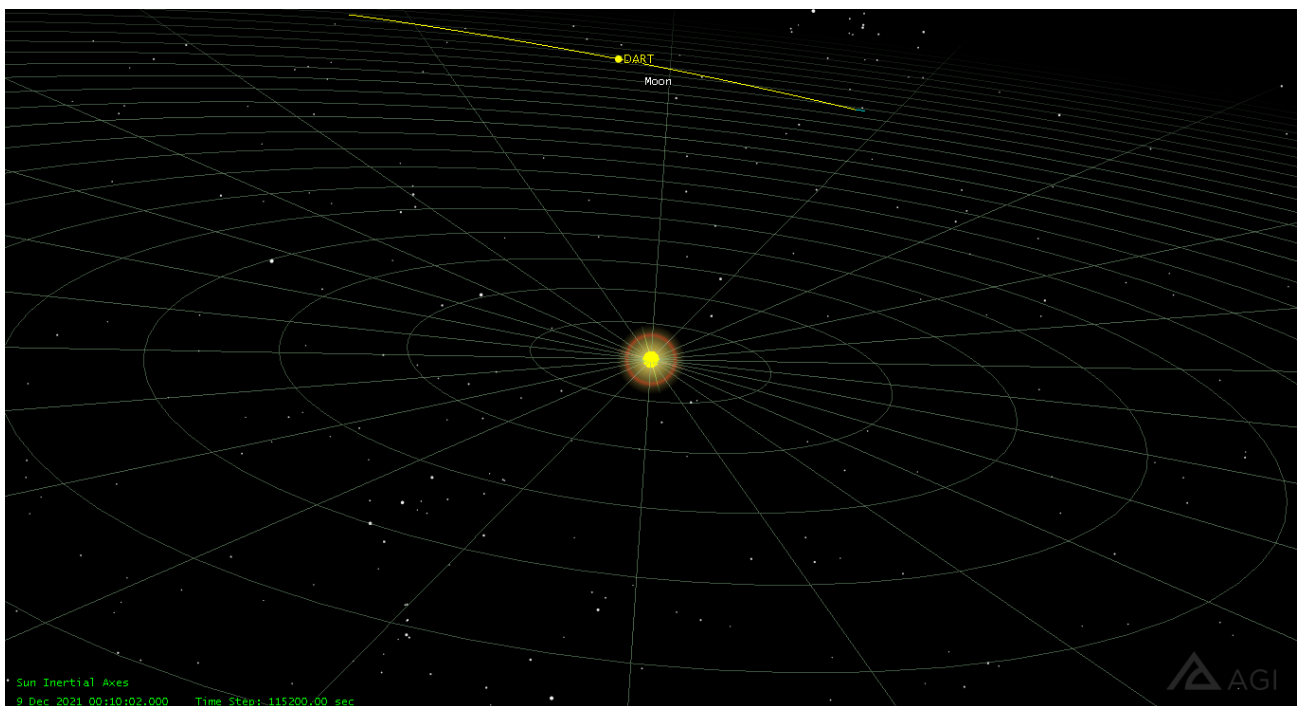


Figura 41 – Órbita da DART no plano da Eclíptica.

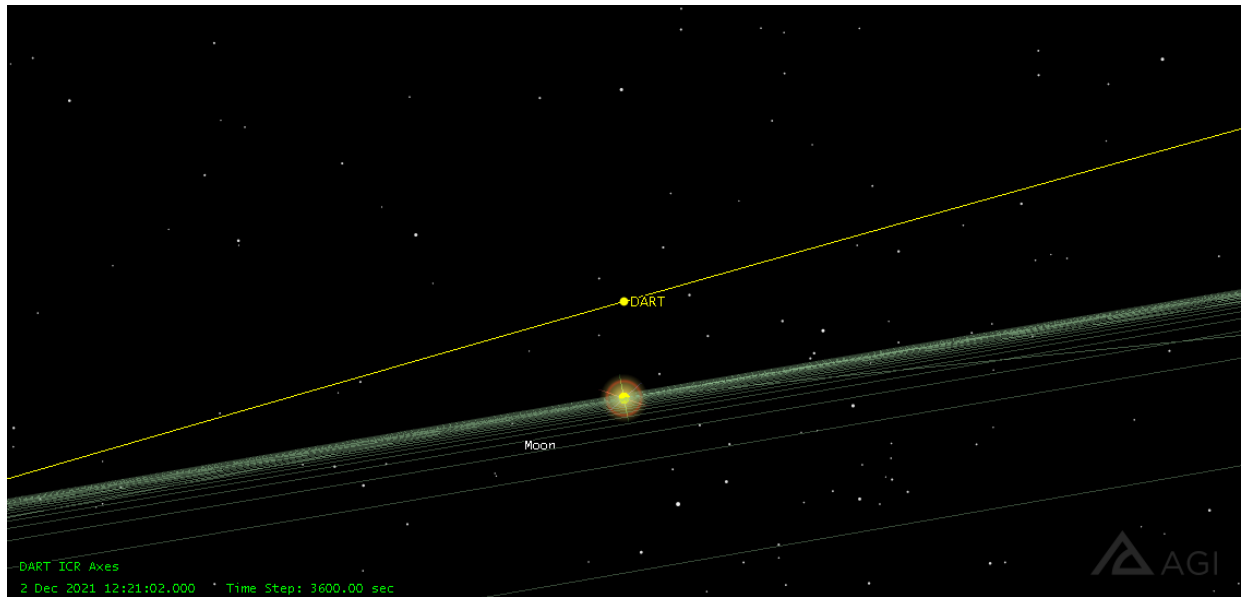


Figura 42 – Inclinação da Órbita de DART referente ao plano da Eclíptica.

5.2.3 Cruise

Para a simulação da segunda fase da missão utilizou-se procedimentos análogos aos descritos anteriormente, como apresentados a seguir:

1. Cenário

A criação deste cenário levou em consideração o período da missão que se estendeu desde algumas horas após a entrada da sonda em órbita, em **2021-11-24 23:58:50.817 UTC**, até o momento final em que a sonda colidiu com o alvo. De acordo com as efemérides geradas pelo sistema *Horizons*, foram utilizadas as seguintes datas e horários, ilustradas na imagem a seguir:

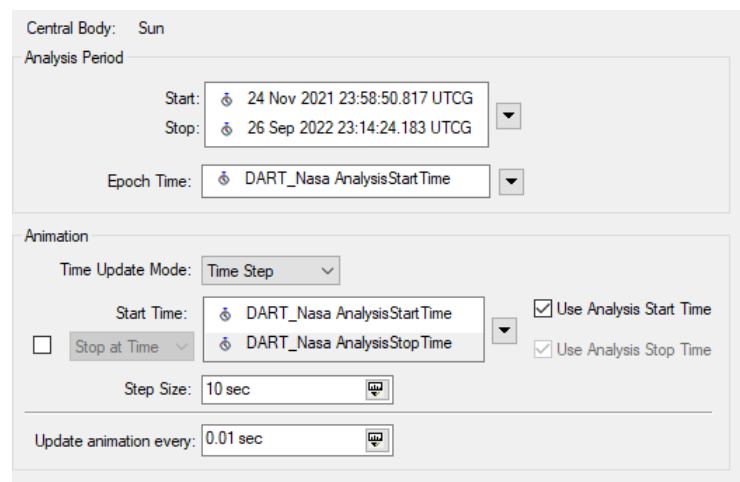


Figura 43 – Configurações do Cenário.

Considerando que o objetivo é gerar a trajetória durante todo o período em que a DART esteve em órbita, é necessário configurar a janela 3D do STK para uma melhor visualização em grandes distâncias astronômicas, utilizando o Sol como corpo central. A visualização das órbitas foi ajustada para a orientação do eixo Z do sistema de coordenadas **TrueEclpJ2000**. As funções executadas para esta configuração são demonstradas nos passos a seguir:

Select 3D Graphics Window's Central Body > Select Sun

*Select View From/To > Sun > Direction > Select a Vector > Sun
TrueEclpJ2000.Axes.Z*

*Select 3D Graphics Window's Properties > Details > Max. Visible
Distance*

As imagens abaixo mostram as ferramentas utilizadas no STK:

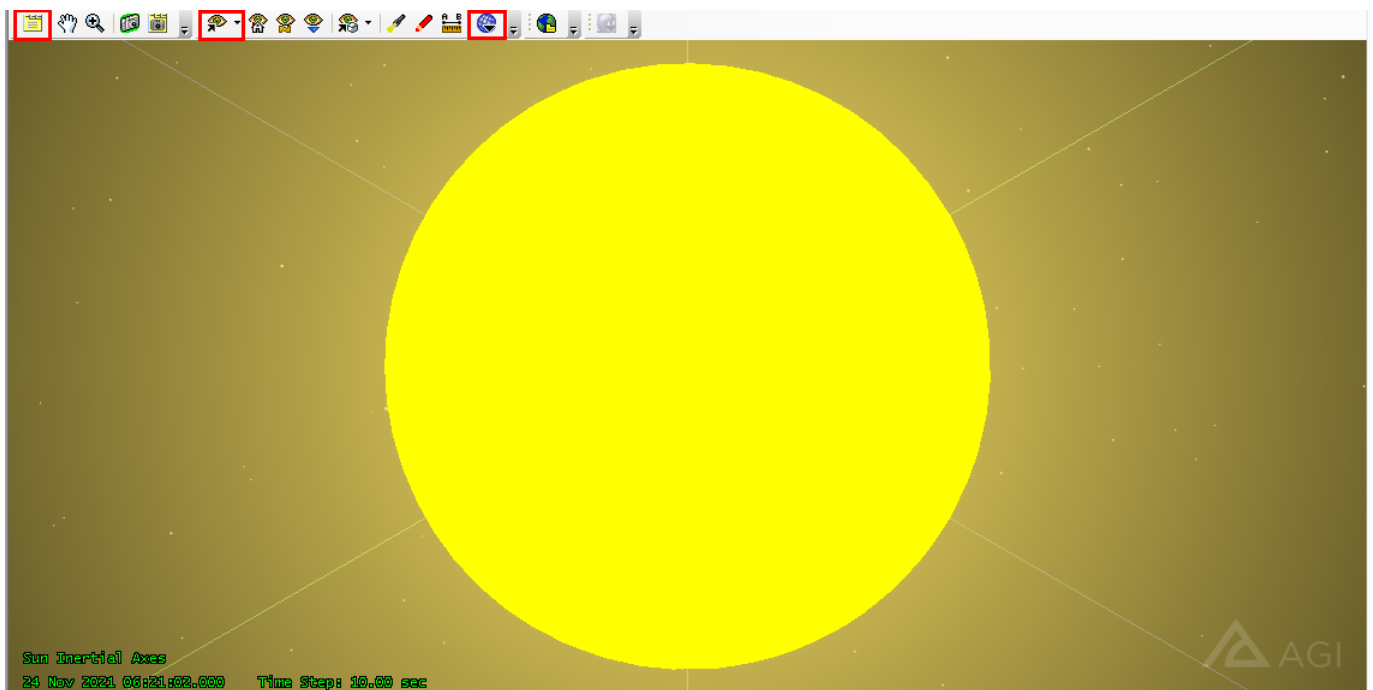
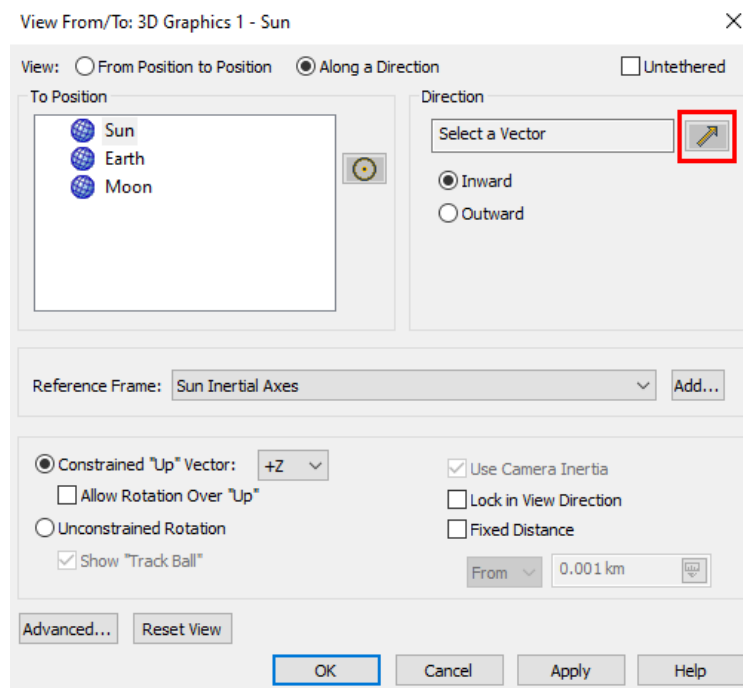
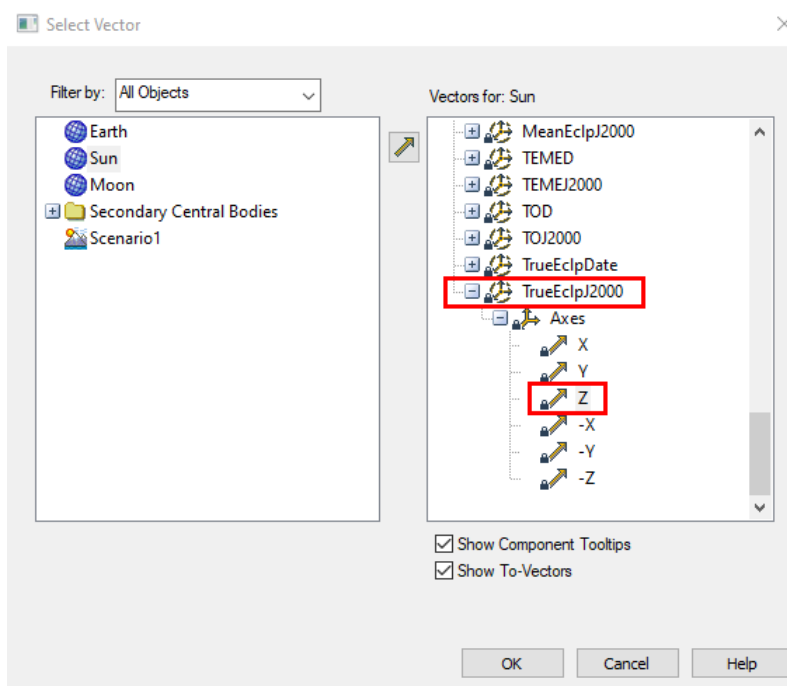


Figura 44 – 3D Graphics Window.

Figura 45 – *View From/To.*Figura 46 – *Select Vector.*

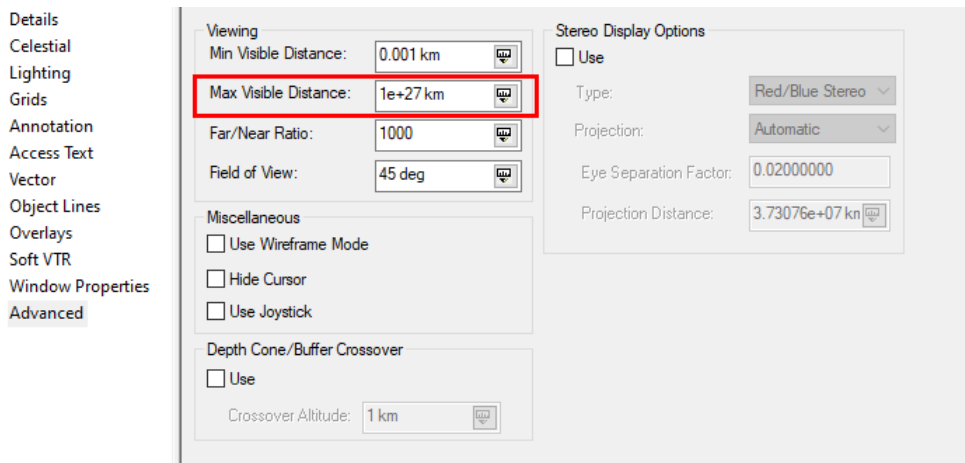


Figura 47 – 3D Graphics Window's Properties.

2. Planets

Considerando a extensão da órbita do sistema Didymos-Dimorphos, foram incluídos na simulação apenas os planetas Mercúrio, Vênus, Terra e Marte, uma vez que planetas maiores como Júpiter, Saturno, Urano e Netuno estão há distâncias muito grandes. A função *Planet* é utilizada para inserir os planetas mencionados no cenário, como mostrado nos passos e na imagem abaixo:

Select Insert STK Object > Planet > Insert Default

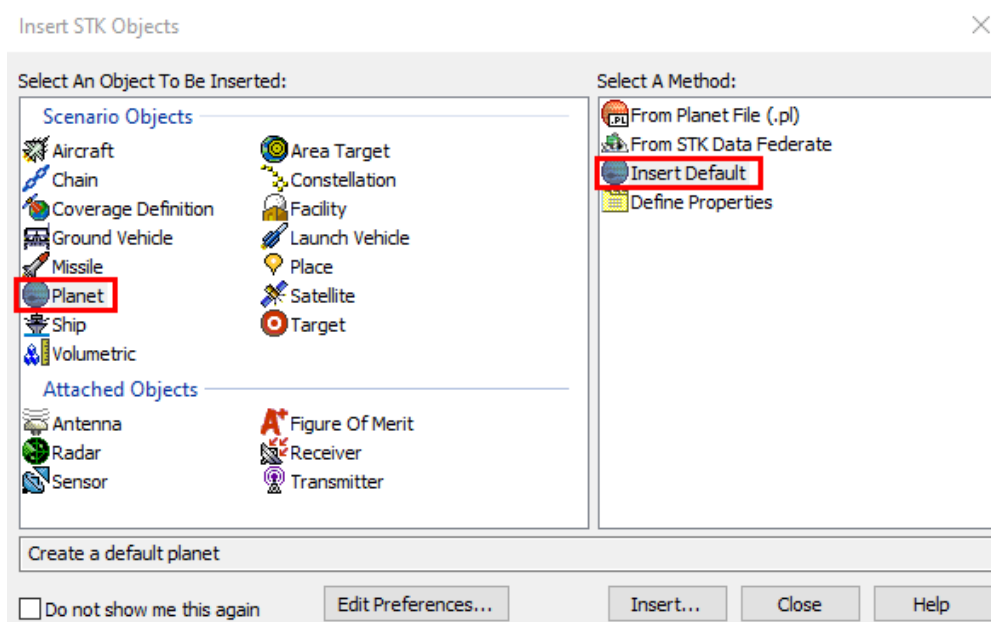


Figura 48 – Insert Planet.

Após essa etapa é necessário configurar as propriedades da função *Planet* para a escolha do corpo central, neste caso o planeta em questão:

Select Planet Properties > Basic > Definition > Select Central Body

A imagem abaixo mostra estas opções:

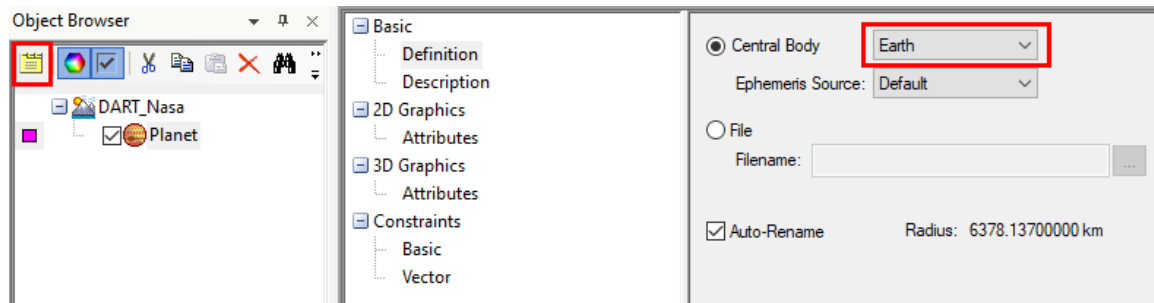


Figura 49 – Seleção do Planeta.

Para garantir que as órbitas sejam visualizadas adequadamente na janela 3D, são necessárias as seguintes configurações na opção *3D Graphics > Attributes*:

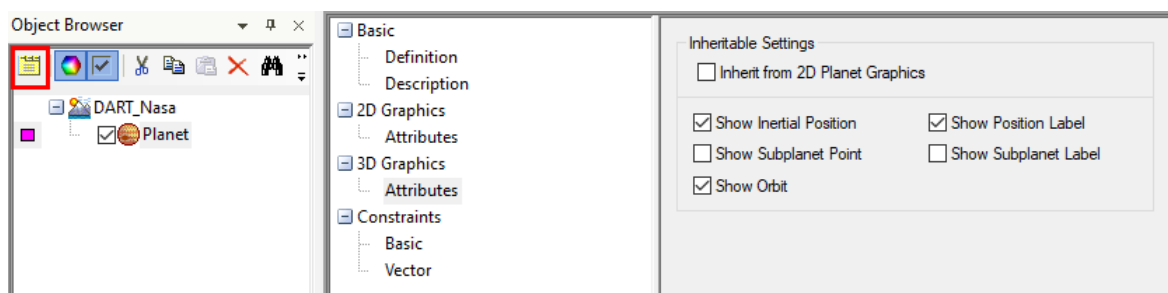


Figura 50 – Configurações do gráfico 3D.

Repetindo os mesmos passos para cada planeta, obtém-se a seguinte imagem na janela do STK:

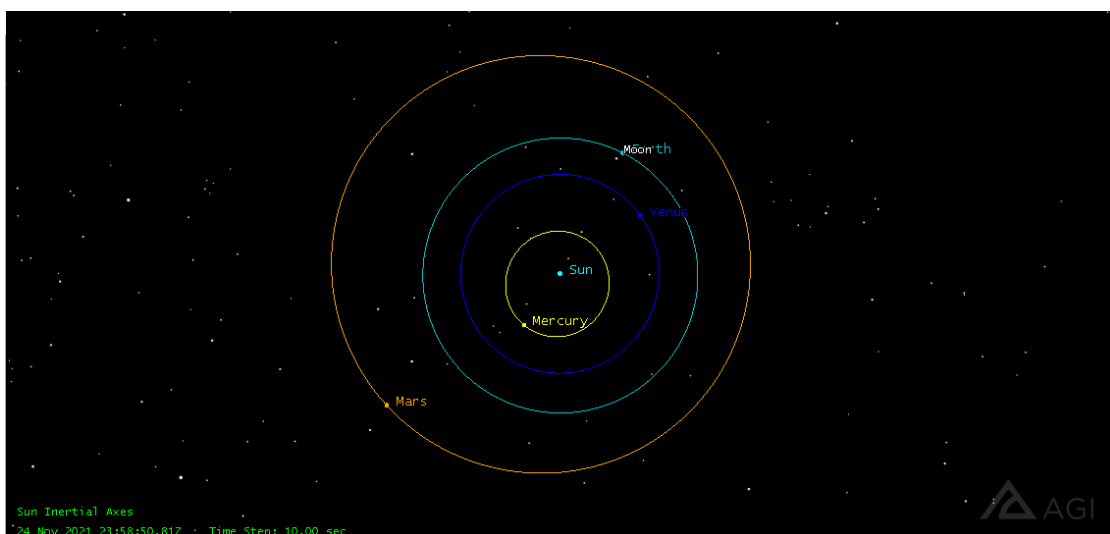


Figura 51 – Órbitas dos Planetas.

3. Didymos

Para inserir a órbita de Didymos, foi utilizada a função *Satellite* de forma análoga à descrita na simulação anterior, considerando novamente o Sol como corpo central. Assim como mencionado anteriormente, um propagador deve ser utilizado para gerar a trajetória do corpo em questão, e neste caso ambos os propagadores *TwoBody* e HPOP foram utilizados, conforme mostrado a seguir:

Select Satellite > Properties > Basic > Orbit > Propagator

De acordo com a base de dados do *Horizons System* para corpos celestes pequenos, o período orbital de Didymos é de aproximadamente 2,11 anos (NASA; JPL, 2024). Com isso, foram utilizadas as seguintes datas para gerar uma órbita completa, bem como os valores dos vetores posição e velocidade (disponíveis nas efemérides de Didymos nos anexos), apresentados na imagem abaixo:

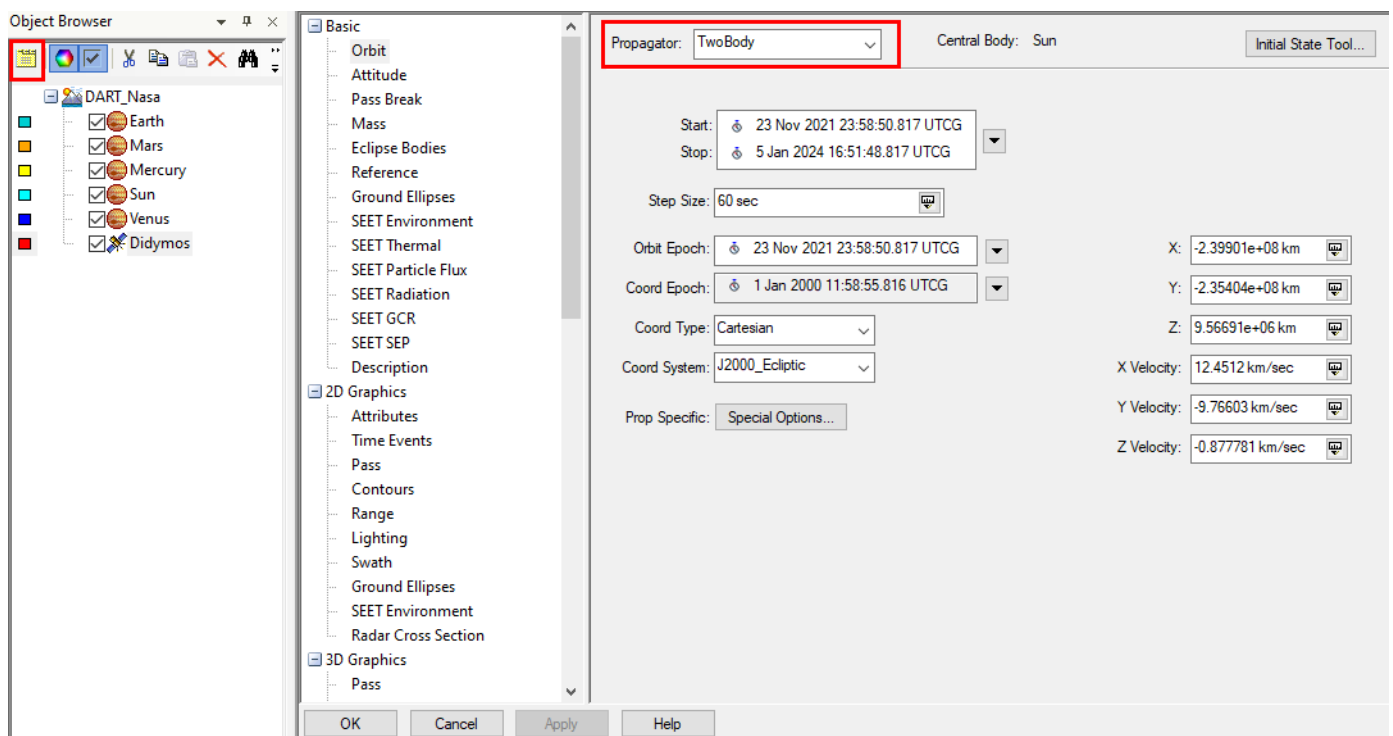


Figura 52 – Parâmetros para Didymos.

4. DART

As funções utilizadas para inserir toda a trajetória da DART ao longo da missão seguiram os mesmos passos apresentados na simulação anterior, com a diferença de que não foi necessário adicionar um segmento de lançamento. O módulo utilizado para esta etapa foi, novamente, o Astrogator, como mostrado na figura abaixo:

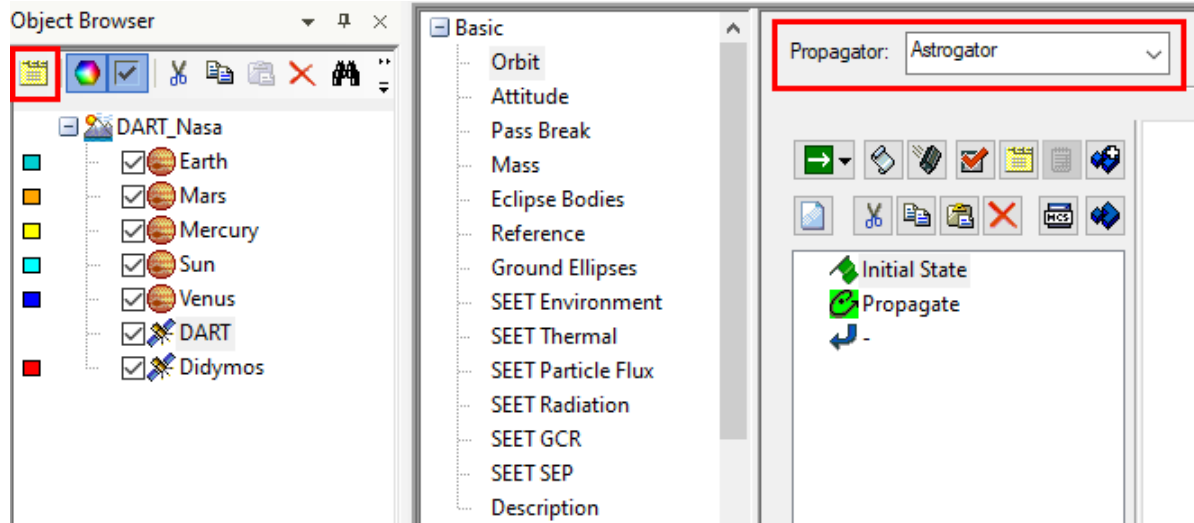


Figura 53 – Astrogator.

A configuração do MCS baseou-se nas fases da missão real. Ao longo do período de voo de 306,7 dias (10 meses), foram realizadas sete manobras orbitais para corrigir operações em voo e a trajetória da sonda, garantindo que ela atingiria o alvo na posição correta (BELLEROSE, 2023; NASA, 2023). Como simplificação, foram adotadas apenas três manobras orbitais de correção de trajetória, denominadas *Trajectory Correction Maneuvers* (TCMs).

A sequência escolhida para o MCS foi definida pelos seguintes segmentos: **Initial State**, referente a posição inicial da DART já em órbita; um segmento de propagação denominado **Commissioning**, que se estende até a primeira TCM; um segmento de propagação denominado **Cruise**, representando o tempo de voo em cruzeiro até a segunda TCM; um segmento denominado **Approach**, caracterizando a fase de aproximação ao sistema binário de Didymos até a terceira TCM; um segmento de propagação denominado **Pre-Impact**, representando a fase pré-impacto; e, por fim, um segmento de parada total denominado **STOP** no momento exato do impacto. A imagem abaixo ilustra os segmentos do MCS:

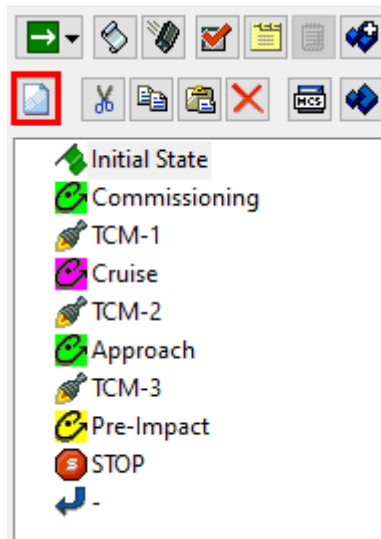


Figura 54 – Sequências da missão.

As etapas seguintes empregam as mesmas funções utilizadas na simulação anterior, considerando os vetores posição (X, Y, Z) e velocidade (V_x, V_y, V_z) para a DART no intervalo de tempo do cenário. As imagens abaixo demonstram essas opções:

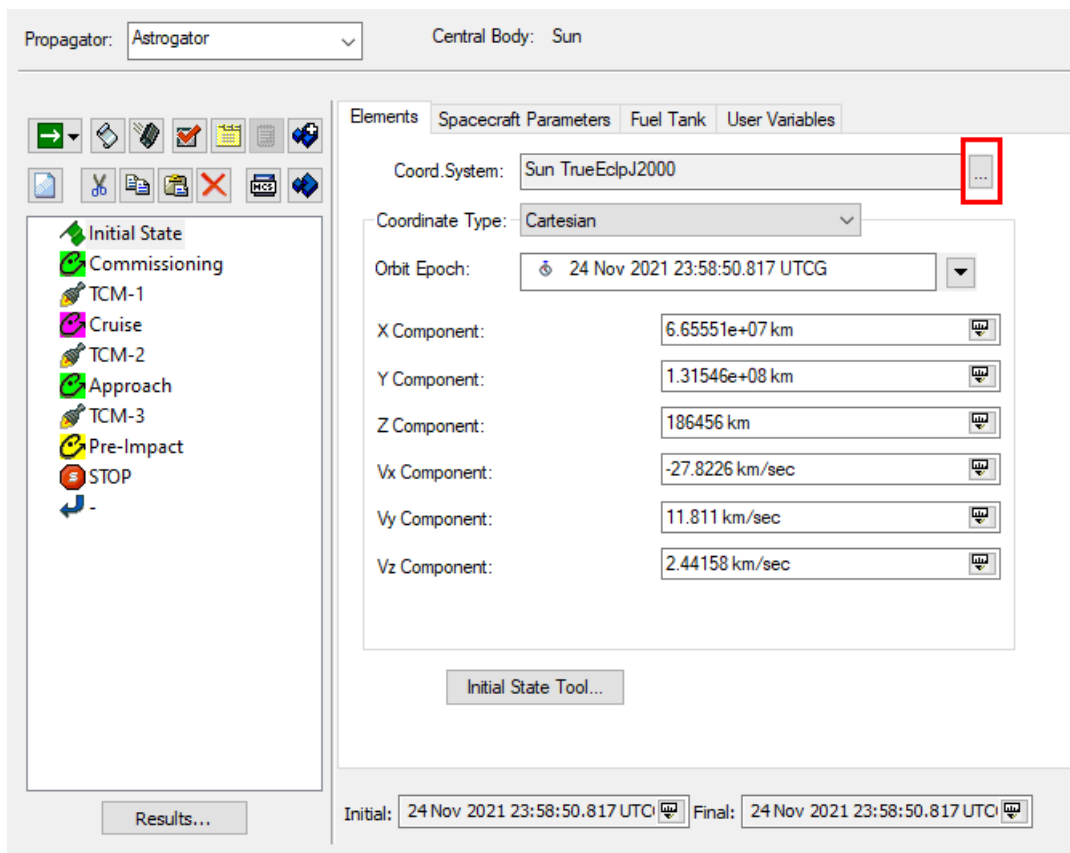


Figura 55 – Seleção do Sistema de Coordenadas.

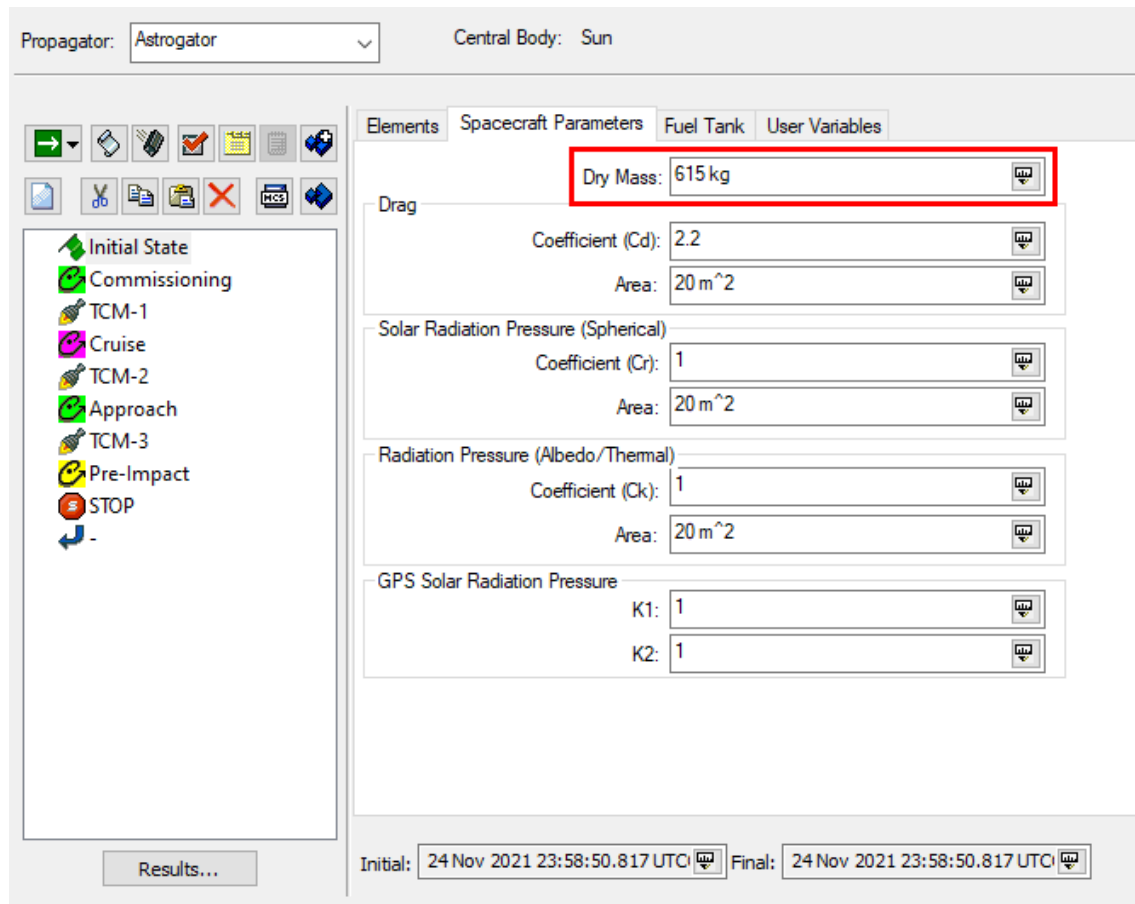


Figura 56 – Parâmetros da sonda e massa total.

Para as configurações do segmentos seguintes, foram utilizados os seguintes dados:

Manobra	Data (UTC)	ΔV (m/s)
TCM-1	04-03-2022 19:00	5,583
TCM-2	17-08-2022 20:00	0,580
TCM-3	09-09-2022 20:00	0,251

Tabela 5 – DART *Trajectory Correction Maneuvers*. Fonte: (BELLEROSE, 2023)

As configurações de cada segmento foram então utilizadas com os valores apresentados na tabela acima, o propagador *Heliocentric*, e a função *Epoch* para definir a condição de parada por data e hora até o momento exato do impacto. A sequência de imagens a seguir ilustram essas etapas:

Propagator: Astrogator Central Body: Sun

Propagator: Heliocentric ... Advanced...

Stopping Conditions

...

On	Name	Sequence	User Comment	Description
☒	Epoch	STOP	Stop on a specified date & time	Stop on a specified date & time

Trip: 4 Mar 2022 19:00:00.000 UTCG

Tolerance: 1e-06 sec ... Repeat Count: 1

... Max Trip Times: 10000 ...

User Calc Object: ... Edit Constraints:

Sequence: STOP ...

Before: N/A ... ☒ Condition Inherited by Automatic Sequences

Initial: 24 Nov 2021 23:58:50.817 UTC ... Final: 4 Mar 2022 19:00:00.000 UTCG ...

Results...

Figura 57 – Configuração do *Commissioning*.

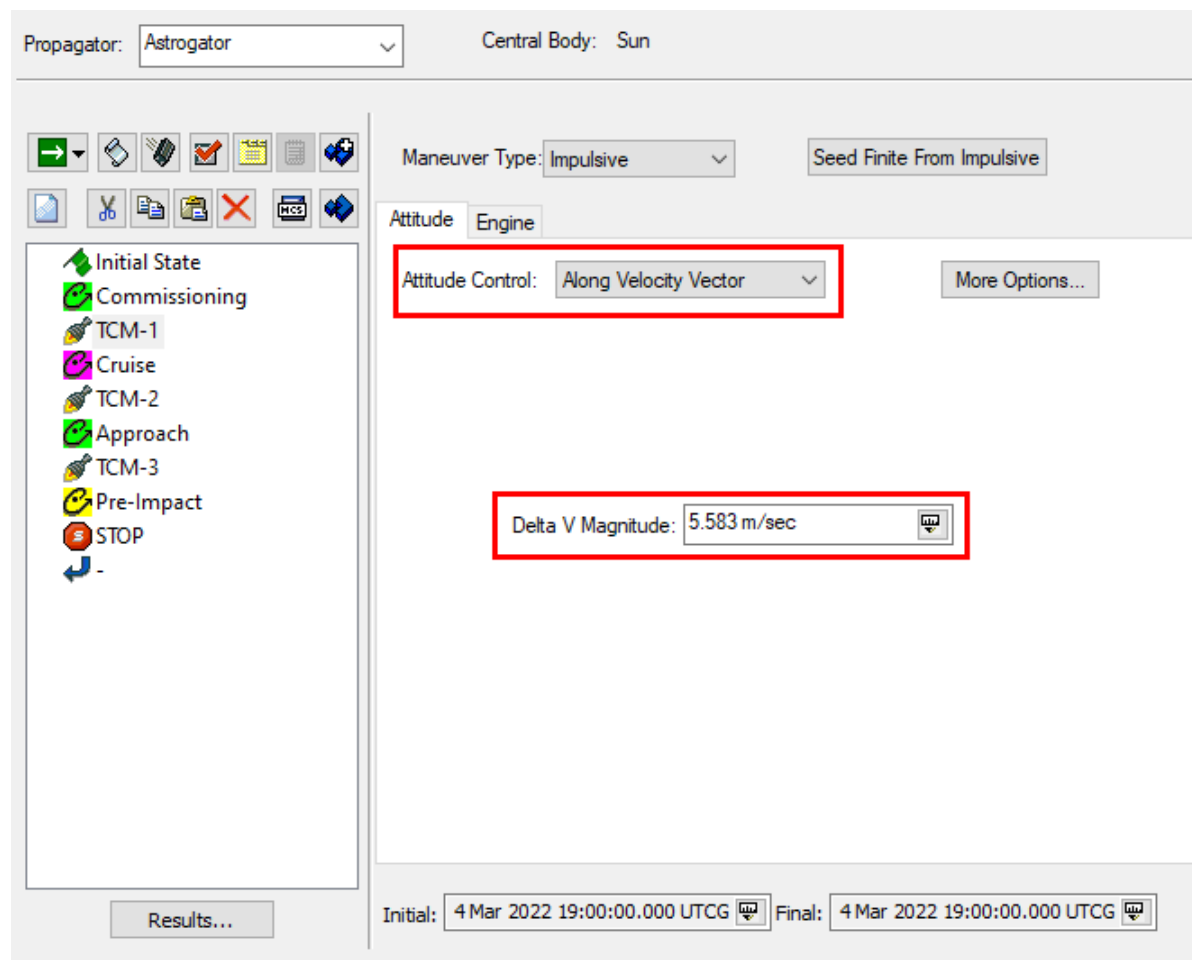


Figura 58 – TCM-1.

Propagator: Astrogator Central Body: Sun

Propagator: Heliocentric Advanced...

Stopping Conditions

On	Name	Sequence	User Comment	Description
☒	Epoch	STOP	Stop on a specified date & time	Stop on a specified date & time

Trip: 17 Aug 2022 20:00:00.000 UTCG

Tolerance: 1e-06 sec Repeat Count: 1

Max Trip Times: 10000

User Calc Object: Edit

Sequence: STOP

Before: N/A

Constraints:

☒ Condition Inherited by Automatic Sequences

Initial: 4 Mar 2022 19:00:00.000 UTCG Final: 17 Aug 2022 20:00:00.000 UTCG

Results...

Figura 59 – Configuração do *Cruise*.

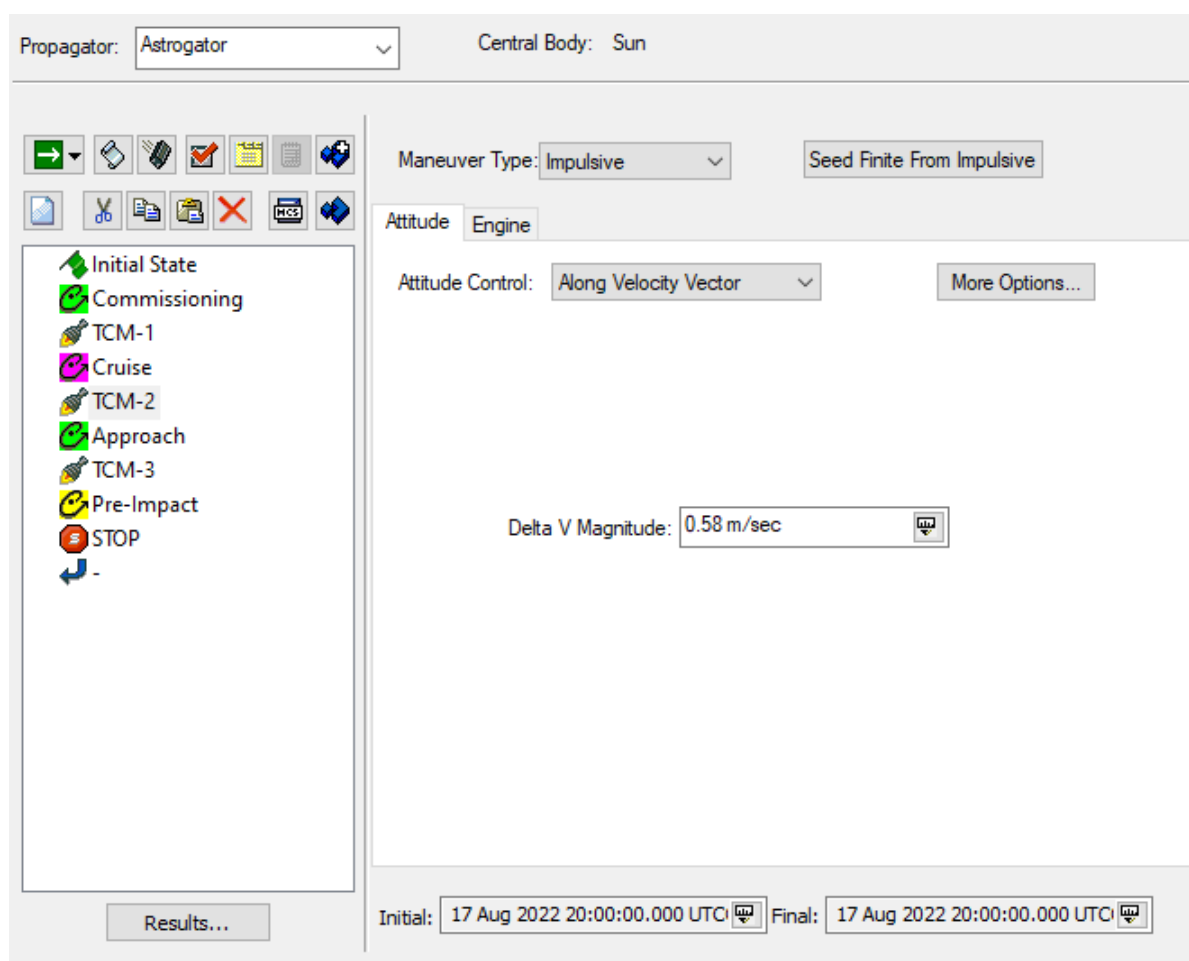


Figura 60 – TCM-2.

Propagator: Astrogator Central Body: Sun

Propagator: Heliocentric Advanced...

Stopping Conditions

On	Name	Sequence	User Comment	Description
☒	Epoch	STOP	Stop on a specified date & time	Stop on a specified date & time

Trip: 19 Sep 2022 20:00:00.000 UTCG

Tolerance: 1e-06 sec Repeat Count: 1

Max Trip Times: 10000

User Calc Object: Edit

Sequence: STOP

Before: N/A

Constraints:

☒ Condition Inherited by Automatic Sequences

Initial: 17 Aug 2022 20:00:00.000 UTC Final: 19 Sep 2022 20:00:00.000 UTC

Results...

Figura 61 – Configuração do *Approach*.

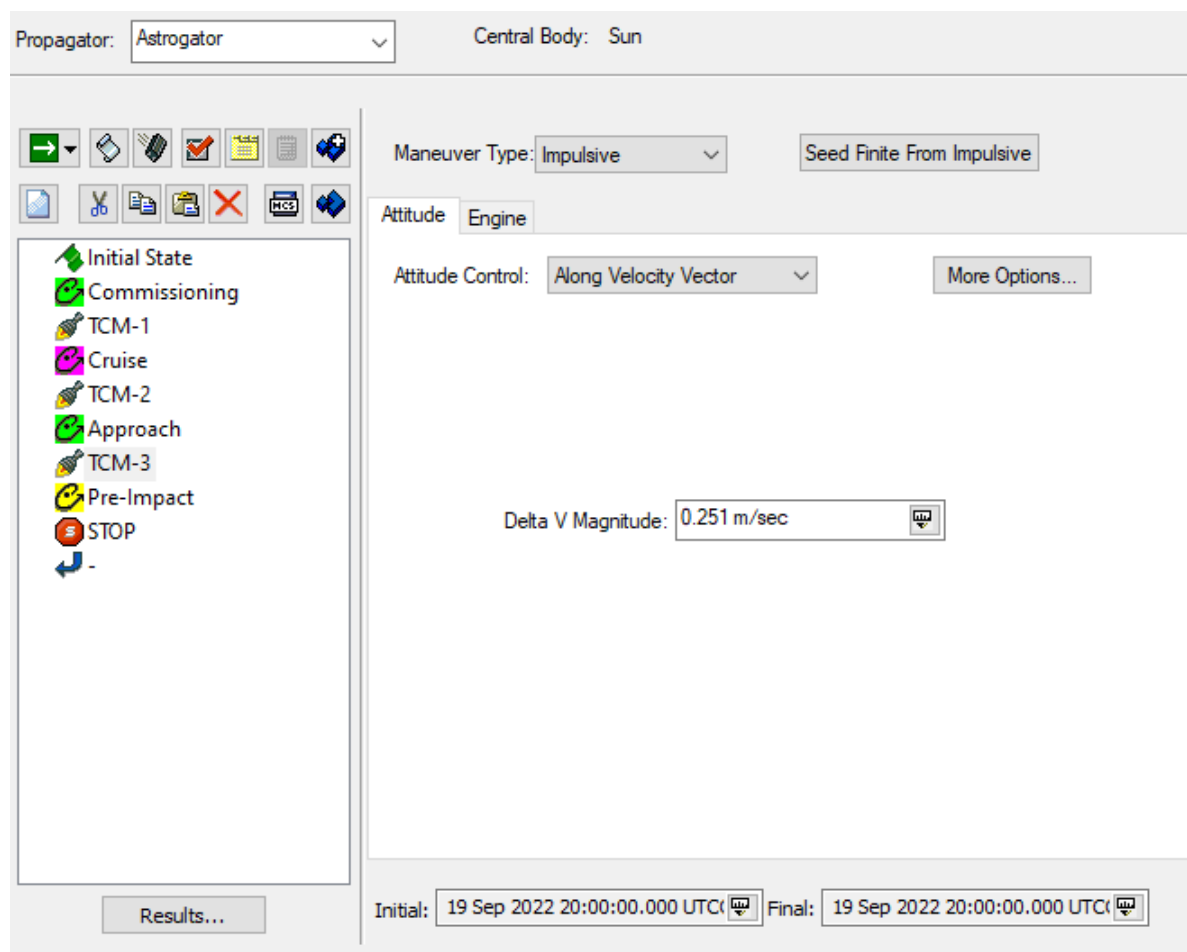


Figura 62 – TCM-3

Propagator: Astrogator Central Body: Sun

Propagator: Heliocentric Advanced...

Stopping Conditions

On	Name	Sequence	User Comment	Description
☒	Epoch	STOP	Stop on a specified date & time	Stop on a specified date & time

Trip: 26 Sep 2022 23:14:24.183 UTCG

Tolerance: 1e-06 sec Repeat Count: 1

Max Trip Times: 10000

User Calc Object: Edit

Sequence: STOP

Before: N/A

Constraints:

☒ Condition Inherited by Automatic Sequences

Initial: 19 Sep 2022 20:00:00.000 UTCG Final: 26 Sep 2022 23:14:24.183 UTCG

Results...

Figura 63 – Configuração do *Pre-Impact*.

5. Relatório Final

Para gerar os relatórios finais de análise com os dados referentes as efemérides geradas pelo STK para as trajetórias de Didymos e da DART, as seguintes funções foram utilizadas, conforme os passos a seguir:

Select Satellite > Report & Graph Manager

A imagem a seguir mostra as configurações escolhidas, considerando o intervalo de tempo do cenário, o *Step Size* de 1 dia, e o referencial **J2000** para gerar as coordenadas cartesianas de posição e velocidade para ambos os corpos:

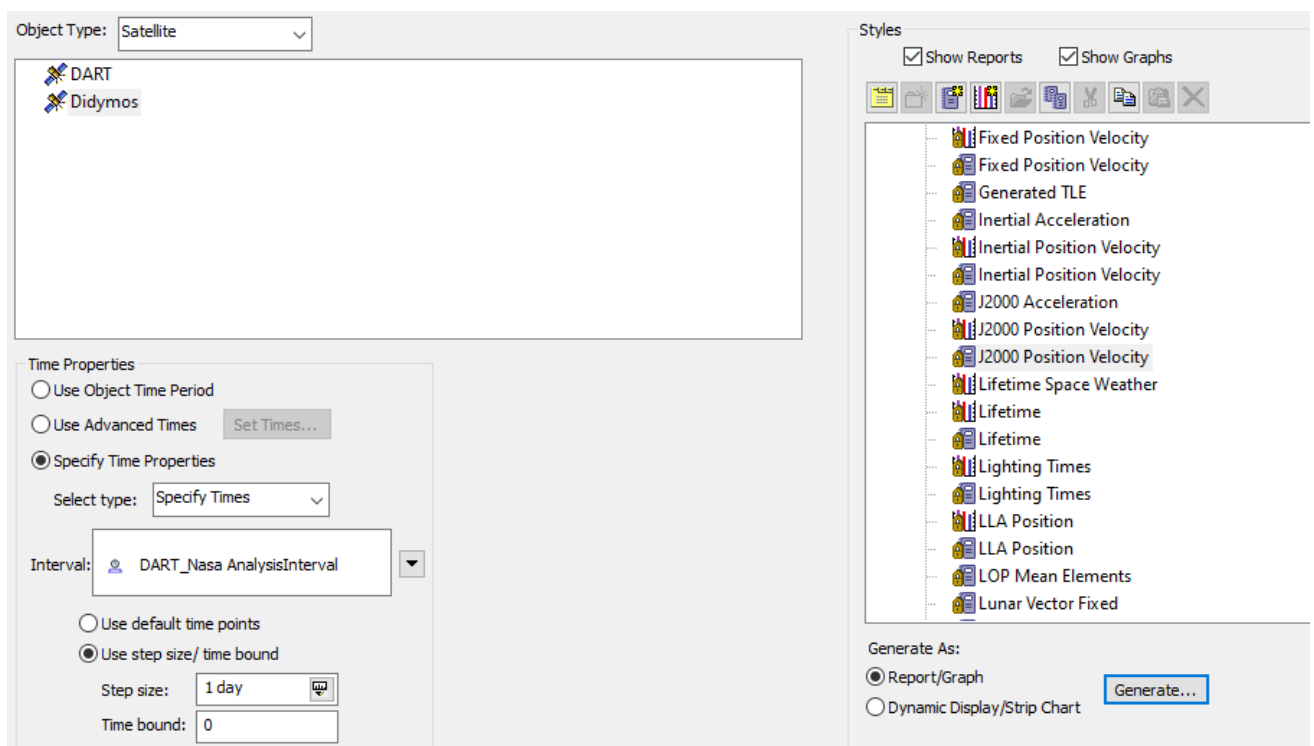


Figura 64 – Relatório Final.

6 Resultados e Análise

6.1 Trajetórias Geradas

Através das duas simulações *Launch* e *Cruise* realizadas anteriormente, foi possível gerar as trajetórias e órbitas tanto de Didymos quanto da DART. Para a validação e análise dos resultados obtidos, é apresentado a seguir um comparativo entre as trajetórias reais da missão e as geradas pelo STK.

6.1.1 Trajetória de Lançamento

A trajetória de lançamento em solo terrestre desde a base aeroespacial de Vandenberg até o estágio de separação do segundo estágio do foguete pode ser observada no *Launch Ground Track* na imagem a seguir:

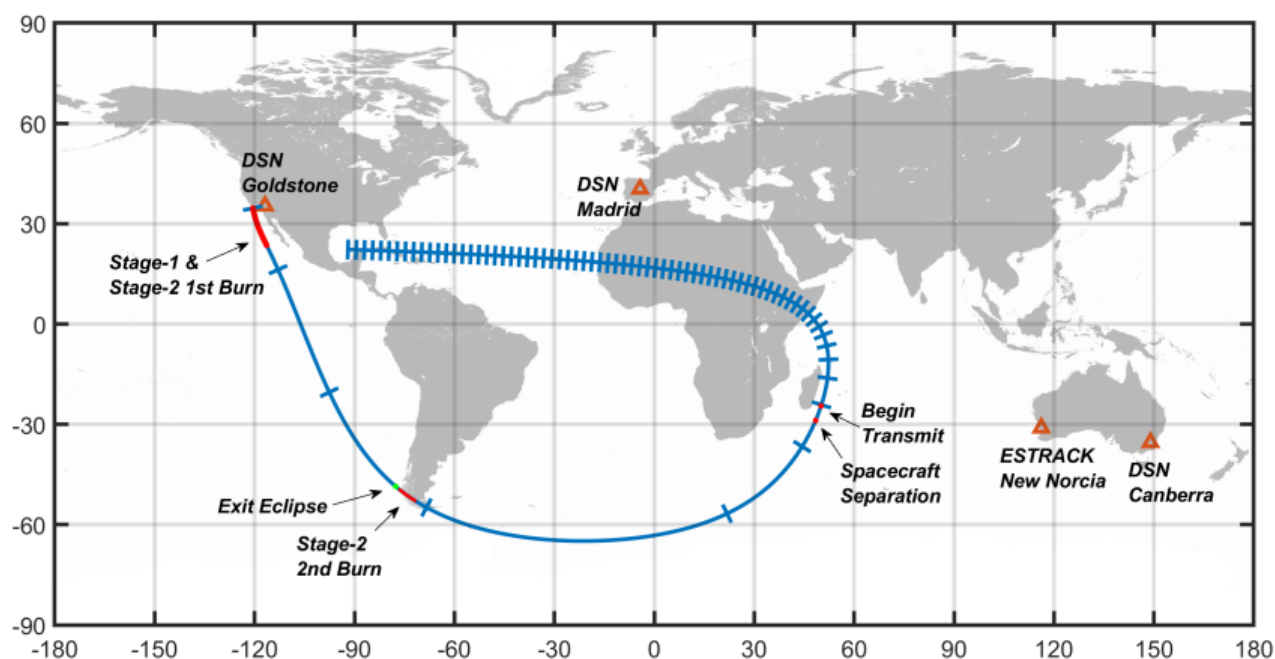


Figura 65 – DART *Launch Ground Track*. Fonte: (BELLEROSE, 2023)

A trajetória gerada pelo STK pode ser observada na imagem a seguir:

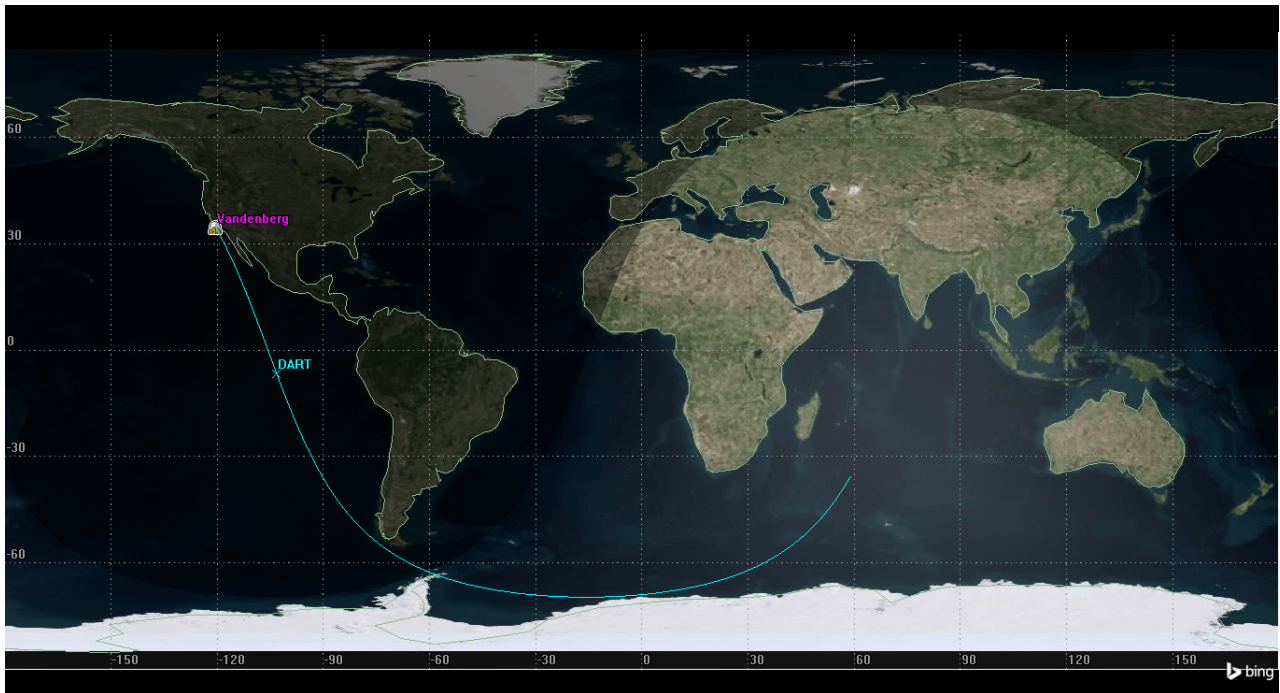


Figura 66 – Trajetória de lançamento gerada pelo STK.

É possível observar que ambas as trajetórias são muito semelhantes nas fases correspondentes às queimas do primeiro e segundo estágios do foguete. Entretanto, o ponto de separação entre o segundo estágio do foguete e a sonda no mapa real está posicionado muito mais próximo de Madagascar, na África, aproximadamente nas coordenadas 30°S , 50°E , enquanto no mapa gerado pelo STK, esse ponto está mais a sudeste, em torno de 27°S , 60°E . Essa diferença pode ser explicada pelo fato de que os parâmetros de lançamento utilizados para o cálculo da trajetória foram estimados, uma vez que valores reais necessários para o cálculo da trajetória como azimuth, *downrange* e altitude, nem sempre estão disponíveis publicamente.

6.1.2 Órbita de Didymos

Para comparação entre a órbita real do asteroide Didymos e a da gerada pelo STK, foi utilizada a imagem seguinte extraída da base de dados do *Horizons System*:

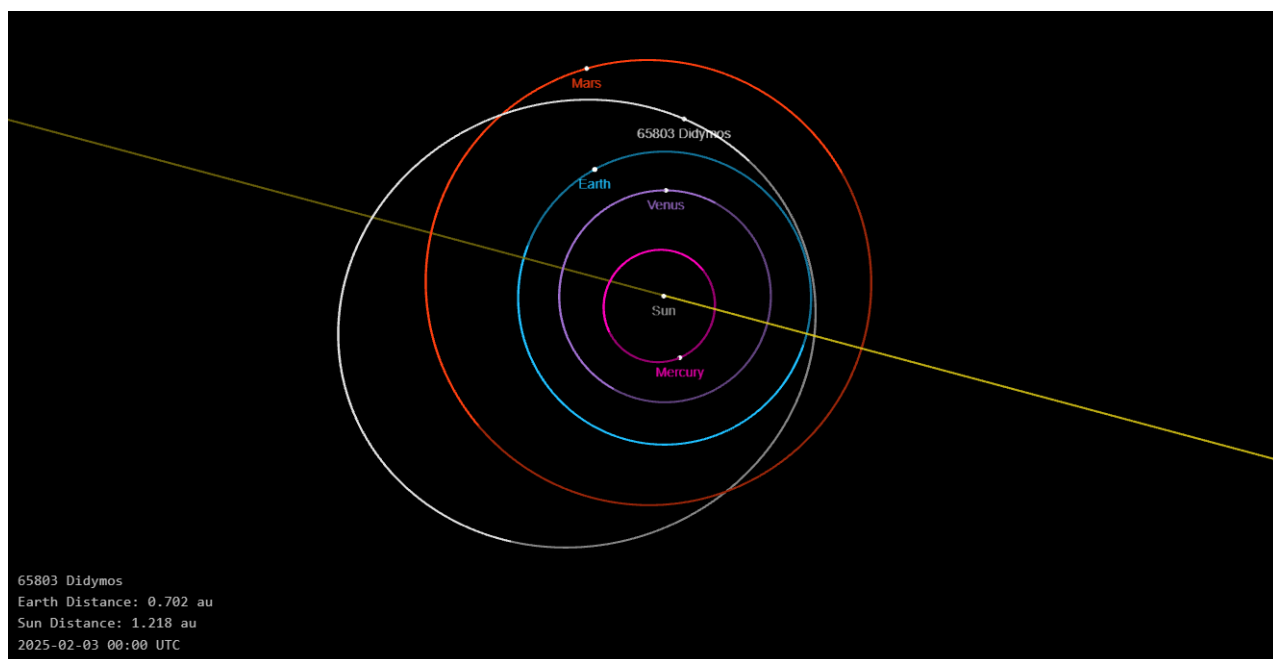


Figura 67 – Órbita Real de Didymos. Fonte: (NASA; JPL, 2024)

As imagens a seguir ilustram a órbita gerada pelo STK:

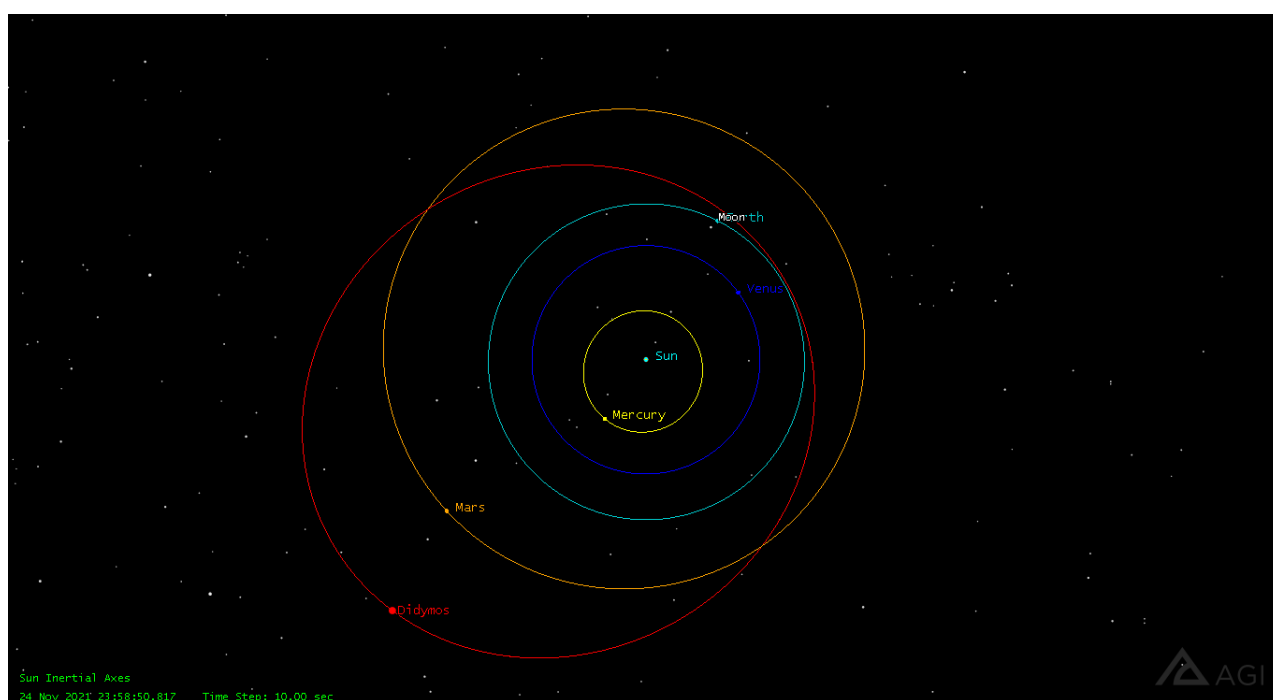


Figura 68 – Órbita de Didymos gerada no STK.

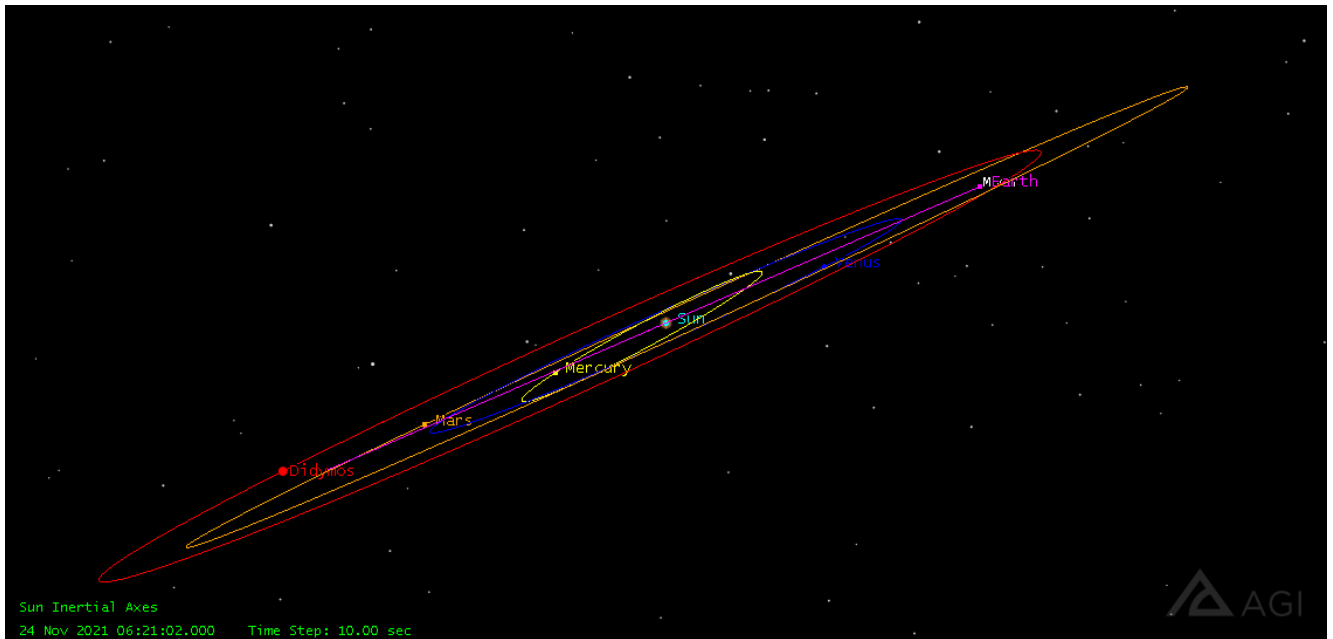


Figura 69 – Inclinação da órbita de Didymos gerada no STK.

É possível observar que a órbita gerada no STK é praticamente idêntica à real, o que demonstra a precisão dos dados utilizados e das soluções numéricas aplicadas pelos propagadores.

6.1.3 Trajetória Completa da Missão

A trajetória completa da missão desde a saída da Terra até a chegada no sistema binário de asteroides pode ser observada na imagem a seguir:

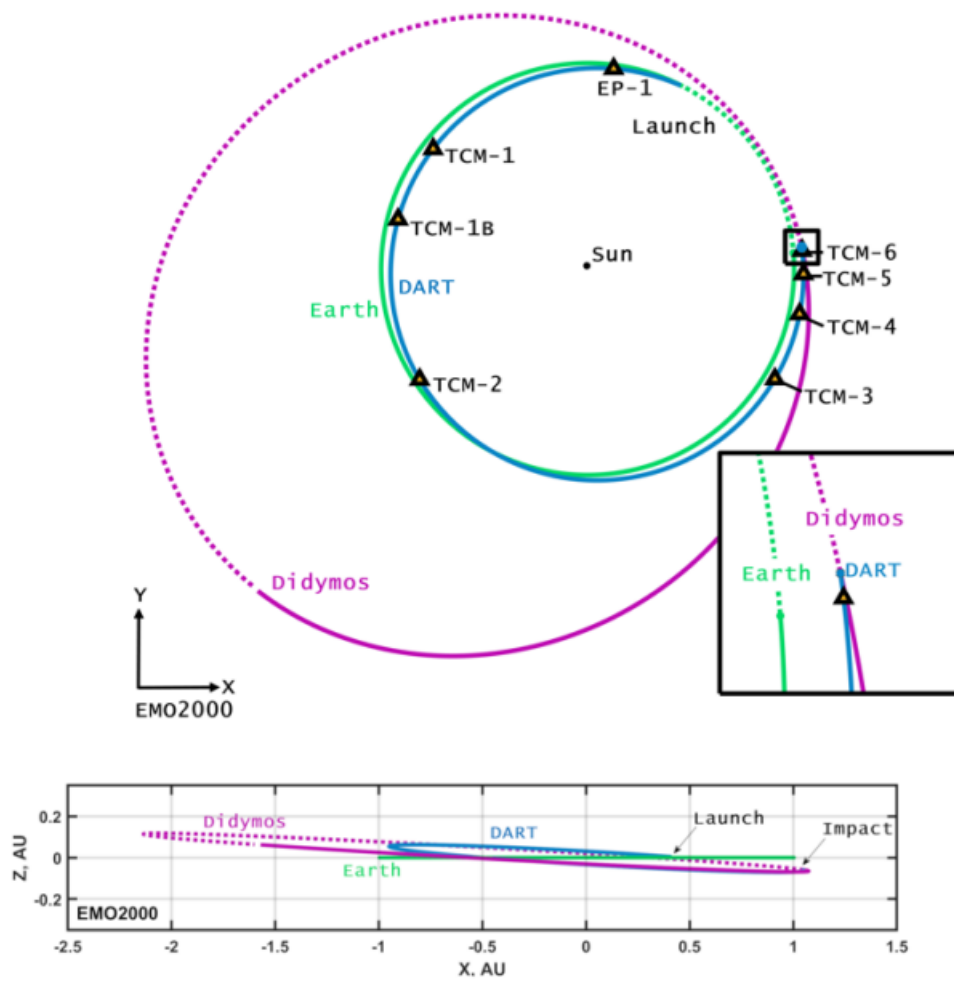


Figura 70 – Trajetória real da sonda DART. Fonte:([NASA, 2023](#))

As imagens geradas pelo STK podem ser observadas a seguir em dois momentos distintos. A cor azul clara representa a órbita da Terra, enquanto as cores verde claro e roxo representam a órbita da DART:

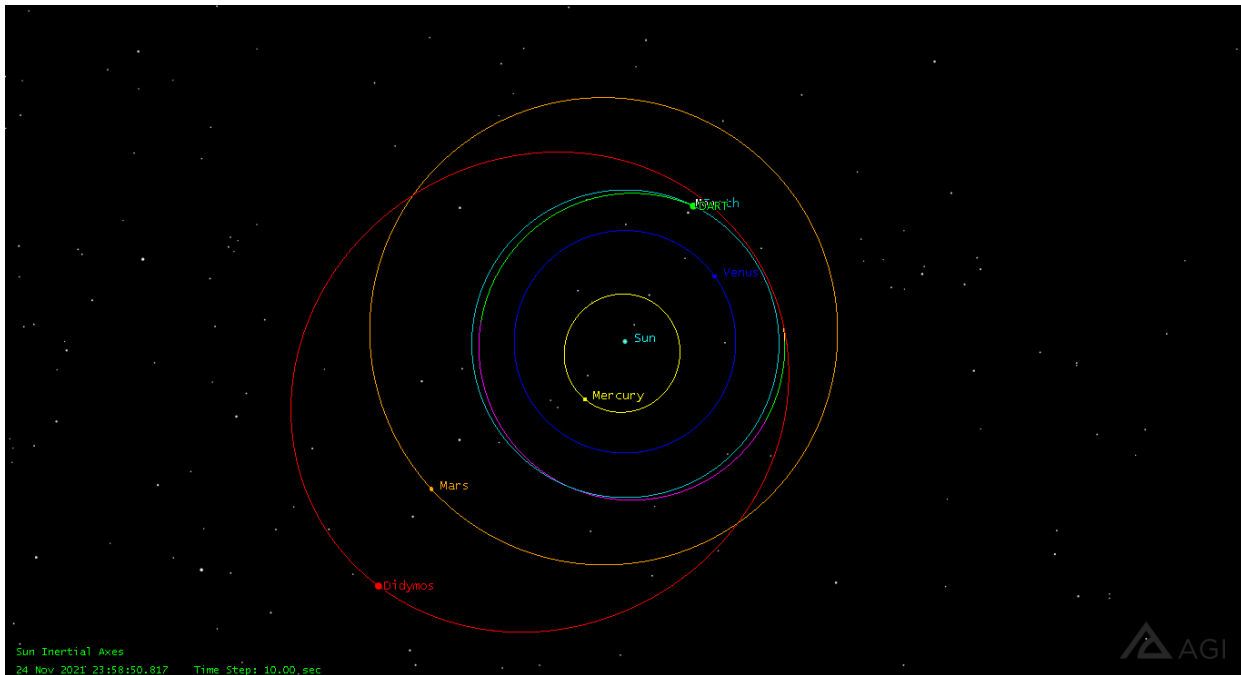


Figura 71 – Trajetória final da DART gerada no STK no momento inicial da missão em **2021-11-24 23:58:50.817 UTC**.

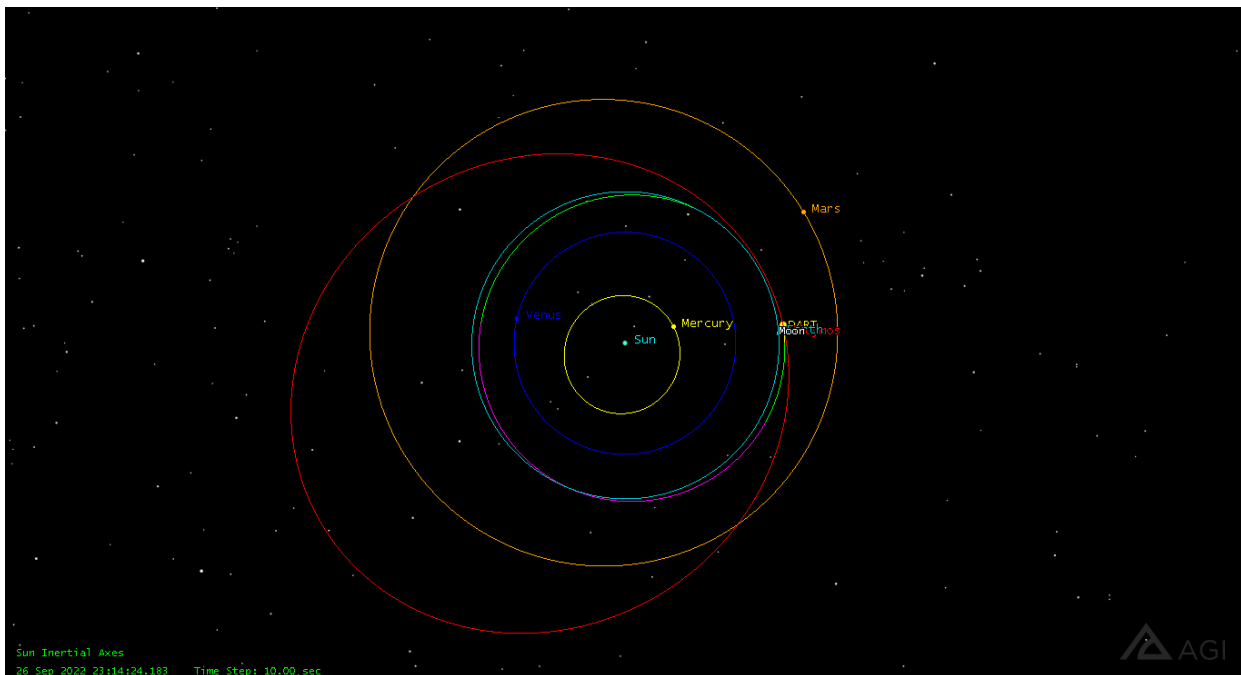


Figura 72 – Trajetória final da DART gerada no STK no momento do impacto ocorrido em **2022-09-26 23:14:24.183 UTC**.

Novamente é possível observar a precisão dos dados utilizados e das soluções numéricas aplicadas pelos propagadores, uma vez que a trajetória gerada pelo STK é praticamente idêntica à trajetória original da sonda.

6.2 Vetores Posição e Velocidade

O objetivo final das simulações é comparar os parâmetros reais da missão no momento do impacto, com os dados gerados numericamente pelo STK. Para isso, considera-se os vetores posição e velocidade no instante da colisão, obtidos nas efemérides geradas pelo sistema *Horizons* e nas efemérides calculadas pelo STK (disponíveis nos apêndices). A sonda DART colidiu com Dimorphos a uma velocidade de aproximadamente 6,14 km/s no dia 26 de setembro de 2022. (VELEZ, 2023)

Os valores correspondentes aos vetores obtidos a partir das efemérides geradas pelo sistema *Horizons* são gerados no referencial **Eclíptica J2000.0**, cujo plano X-Y é o plano da eclíptica, enquanto as efemérides calculadas pelo STK são geradas no referencial **J2000** cujo plano X-Y é o plano do equador. (STEREO Science Center, 2024; FRÄNZ; HARPER, 2002)

A tabela abaixo apresenta os valores obtidos:

Tabela 6 – Vetor Posição da sonda DART

Fonte	Referencial	Hora	X (km)	Y (km)	Z (km)
STK	J2000	23:14:24 UTC	155313945,18	20112119,28	-2399087,25
<i>Horizons</i>	Eclíptica J2000.0	23:15:33 TDB	154298795,28	13635553,15	-8607687,94

Tabela 7 – Vetor Velocidade da sonda DART

Fonte	Referencial	Hora	Vx (km/s)	Vy (km/s)	Vz (km/s)
STK	J2000	23:14:24 UTC	-4,45	25,19	12,40
<i>Horizons</i>	Eclíptica J2000.0	23:15:33 TDB	-3,77	28,17	0,99

Como os valores obtidos estão em referenciais diferentes, é necessário uma transformação do sistema de coordenadas geocêntrico equatorial J2000 para o sistema eclíptico heliocêntrico J2000. Considerando que o referencial J2000 está alinhado ao equador e o Eclíptica J2000.0 ao plano da eclíptica, é necessário considerar a obliquidade entre esses dois planos, a partir de uma rotação em torno do eixo X equivalente à inclinação da Terra em relação à eclíptica. Com isso a matriz de transformação entre os sistemas de coordenadas é dada por (HAPGOOD, 1992; FRÄNZ; HARPER, 2002)

$$\begin{bmatrix} X_{\text{Ecl}} \\ Y_{\text{Ecl}} \\ Z_{\text{Ecl}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varepsilon_0 & \sin \varepsilon_0 \\ 0 & -\sin \varepsilon_0 & \cos \varepsilon_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{\text{J2000}} \\ Y_{\text{J2000}} \\ Z_{\text{J2000}} \end{bmatrix}$$

Em que a obliquidade da eclíptica é dada por:

$$\varepsilon_0 = 23.439291^\circ$$

A partir da matriz de transformação, as coordenadas em J2000 foram convertidas para Eclíptica J2000, como mostrado na tabela a seguir:

Tabela 8 – Conversão de Coordenadas para Vetor Posição da Sonda DART

Referencial	X (km)	Y (km)	Z (km)
J2000	155313945,18	20112119,28	-2399087,25
Eclíptica J2000	155313945,18	17503821,28	-10200488,36

O mesmo cálculo pode ser realizado para o vetor velocidade utilizando a mesma matriz de transformação. Os resultados obtidos são mostrados a seguir:

Tabela 9 – Conversão de Coordenadas para Vetor Velocidade da Sonda DART

Referencial	Vx (km)	Vy (km)	Vz (km)
J2000	-4,45	25,19	12,40
Eclíptica J2000	-4,45	28,05	1,36

Considerando os valores convertidos, uma comparação entre os dados obtidos pelo STK e *Horizons* pode ser feita no mesmo referencial:

Tabela 10 – Vetor Posição da Sonda DART (Eclíptica J2000.0)

Fonte	X (km)	Y (km)	Z (km)
<i>Horizons</i>	154298795,28	13635553,15	-8607687,94
STK	155313945,18	17503821,28	-10200488,36

Tabela 11 – Vetor Velocidade da Sonda DART (Eclíptica J2000.0)

Fonte	X (km/s)	Y (km/s)	Z (km/s)
<i>Horizons</i>	-3,77	28,17	0,99
STK	-4,45	28,05	1,36

Com isso, o cálculo do erro relativo entre os dados reais obtidos no *Horizons* e os valores obtidos no STK pode ser realizado a partir da equação:

$$\text{Erro Relativo} = \left| \frac{\text{Valor Estimado} - \text{Valor Real}}{\text{Valor Real}} \right| \times 100\%$$

As tabelas abaixo mostram os resultados obtidos:

Tabela 12 – Erro Relativo para as coordenadas do Vetor Posição

Coordenada	Erro Relativo (%)
X	0,65
Y	22,10
Z	15,61

Tabela 13 – Erro Relativo para as coordenadas do Vetor Velocidade

Coordenada	Erro Relativo (%)
X	18,04
Y	0,43
Z	37,37

Considerando que os vetores acima são as velocidades heliocêntricas absolutas em relação ao Sol, e a velocidade de impacto entre a sonda e o asteroide é a velocidade relativa desses corpos, é possível calcular a velocidade de impacto a partir da diferença entre o vetor velocidade da DART calculado pelo STK e o vetor velocidade real do asteroide Dimorphos obtido a partir das efemérides geradas pelo *Horizons System* no momento exato da colisão (disponíveis nos anexos). A velocidade relativa pode ser calculada por:

$$\mathbf{V}_{\text{relativa}} = \mathbf{V}_{\text{DART}} - \mathbf{V}_{\text{Dimorphos}}$$

E o módulo por:

$$|\mathbf{v}_{\text{rel}}| = \sqrt{(V_{x,\text{DART}} - V_{x,\text{Dimorphos}})^2 + (V_{y,\text{DART}} - V_{y,\text{Dimorphos}})^2 + (V_{z,\text{DART}} - V_{z,\text{Dimorphos}})^2}$$

Os resultados obtidos são:

Tabela 14 – Vetores de Velocidade da DART e de Dimorphos

Componente	DART (km/s)	Dimorphos (km/s)
V_x	-4,45	-7,32
V_y	28,05	33,18
V_z	1,36	0,99

O resultado deste cálculo para a velocidade relativa é de 5,89 km/s. Considerando que o valor real da velocidade de impacto é de 6,14 km/s, o erro relativo pode ser calculado, resultando em 4,07%.

Apesar dos erros relativos para as coordenadas dos vetores serem consideravelmente altos, o erro relativo da velocidade de impacto é bem aceitável. Com base em todas as análises realizadas anteriormente, é possível concluir que a simulação gerou resultados coerentes, e demonstrou a missão DART de forma satisfatória.

7 Conclusão

Ao longo deste trabalho foram discutidas as principais técnicas de defesa planetária do ponto de vista teórico. É mais do que certo de que a humanidade precisa estar preparada para situações em que a Terra estará vulnerável aos objetos cósmicos que viajam pelo Sistema Solar. Embora as probabilidades de colisão com asteroides ou cometas sejam baixas em um intervalo de tempo que abrange um ciclo de vida humano ou mesmo todo o período em que a humanidade habita a Terra, elas nunca são nulas, e caso venham a ocorrer de fato, os danos que podem causar são consideráveis e não podem ser ignorados. Sendo assim é essencial o desenvolvimento de tecnologias de defesa planetária para a detecção, observação e caracterização de NEOs, e de técnicas para a mitigação de eventos em que a Terra corre o risco de colidir com um asteroide ou cometa, de forma que seja possível, por meio das tecnologias existentes, tirar este objeto da rota de colisão.

Um ponto importante a se considerar no estudo dessas tecnologias de mitigação é o problema central de deflexão de um asteroide ou cometa, de forma que sua trajetória seja alterada para que este corpo não encontre a Terra. O estudo da dinâmica orbital desses corpos é responsável pela fundamentação de modelos matemáticos capazes de determinar parâmetros importantes e os principais requisitos das missões espaciais para deflexão de NEOs, como a velocidade de impacto necessária para a alteração da trajetória de um corpo que esteja viajando no Sistema Solar em direção à Terra, e a deflexão que um corpo deve sofrer para que a mudança de órbita seja efetiva.

Os modelos matemáticos desenvolvidos ao longo deste trabalho basearam-se nos problemas clássicos da mecânica orbital que descrevem o movimento dos astros no espaço, como planetas, estrelas, asteroides e cometas. A fundamentação teórica é essencial para se entender o problema central e para criar modelos capazes de prever o comportamento e eficiência das missões espaciais. Porém, eles estão limitados ao campo teórico, uma vez que a execução de experimentos laboratoriais que reproduzam os eventos cósmicos é de dificuldade elevada. Com isso, as simulações computacionais são ótimas opções para o planejamento e análise de desempenho em missões espaciais de teste. Essas missões são de extrema importância para que estes modelos matemáticos sejam validados de fato, e para que a eficiência real das técnicas atualmente discutidas no campo da defesa planetária seja comprovada.

A missão DART inaugura uma importante era no estudo de objetos próximos à Terra potencialmente perigosos, e na consolidação de estratégias de defesa planetária, pois ela foi a primeira oportunidade de uma tecnologia de mitigação ser testada no ambiente cósmico. Além disso, os investimentos em novas missões de teste podem ser impulsionados

para que as outras tecnologias de mitigação sejam testadas e validadas. Com os resultados que foram obtidos da missão, os modelos matemáticos poderão ser aprimorados de forma que novas tecnologias ainda mais avançadas de defesa planetária sejam desenvolvidas e implementadas caso haja necessidade.

8 Trabalhos Futuros

Os trabalhos futuros visam a abordagem dos seguintes tópicos que não foram aprofundados nos modelos simulados até então:

- Análise da alteração de trajetória e período orbital sofrida por Dimorphos após a colisão.
- Simulação da missão incluindo Dimorphos no sistema binário de asteroides.
- Simulação do impacto tendo o asteroide alvo como corpo central.
- Análise matemática da colisão com ejeção de massa utilizando os parâmetros reais da missão.

Referências

- AGI. *STK Manual - Orbit Propagators for Satellites*. [S.l.], 2025. Acesso em: 11 fev. 2025. Disponível em: <https://help.agi.com/stk/11.3/#stk/vehSat_orbitProp_choose.htm#analytic>. Citado 2 vezes nas páginas 71 e 72.
- Analytical Graphics, Inc. *AGI - Aerospace Growth Initiative*. 2024. Disponível em: <<https://www.agi.com>>. Citado na página 65.
- BATE, R. R. et al. *Fundamentals of astrodynamics*. [S.l.]: Dover Publications, Inc., 1971. Citado 5 vezes nas páginas 15, 43, 44, 45 e 48.
- BELLEROSE, J. *Double Asteroid Redirection Test (DART) Final Mission Design and Flight Path Control*. JPL Open Repository, 2023. Disponível em: <<https://doi.org/10.48577/jpl.D6TA1H>>. Citado 8 vezes nas páginas 16, 19, 62, 63, 74, 89, 91 e 101.
- CHAPMAN, C. R.; MORRISON, D. Impacts on the earth by asteroids and comets: Assessing the hazard. *Nature*, v. 367, p. 33–40, 1994. Citado 4 vezes nas páginas 15, 30, 31 e 32.
- CNEOS - Center for Near Earth Object Studies. NASA. Disponível em: <<https://cneos.jpl.nasa.gov/>>. Citado 2 vezes nas páginas 29 e 30.
- COLOMBO, C. *Optimal trajectory design for interception and deflection of Near Earth Objects*. Tese (Doutorado) — University of Glasgow, 2010. Citado 12 vezes nas páginas 15, 19, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 54, 55, 56 e 57.
- FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. *Spacecraft Systems Engineering*. Fourth. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd., 2011. Citado 5 vezes nas páginas 15, 45, 46, 47 e 48.
- FRÄNZ, M.; HARPER, D. Heliospheric coordinate systems. *Planetary and Space Science*, v. 50, p. 217–239, 2002. Citado na página 107.
- HALL, C.; ROSS, I. Dynamics and control problems in the deflection of near-earth objects. *Advances in the Astronautical Sciences*, v. 97, 01 1997. Citado 5 vezes nas páginas 15, 41, 42, 43 e 49.
- HAPGOOD, M. A. Space physics coordinate transformation: A user guide. *Planetary and Space Science*, v. 40, p. 711–717, 1992. Citado na página 107.
- IVASHKIN, V.; SMIRNOV, V. An analysis of some methods of asteroid hazard mitigation for the earth. *Planetary and Space Science*, v. 43, n. 6, p. 821–825, 1995. Citado 5 vezes nas páginas 15, 49, 50, 51 e 52.
- Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory. *DART Mission Overview*. 2025. Acesso em: 11 fev. 2025. Disponível em: <<https://dart.jhuapl.edu/Mission/index.php>>. Citado na página 59.

- LCO, L. C. O. *What is absolute magnitude?* 2022. Disponível em: <<https://lco.global/spacebook/distance/what-absolute-magnitude/>>. Citado na página 33.
- MAKADIA, R. et al. Heliocentric effects of the dart mission on the (65803) didymos binary asteroid system. *The Planetary Science Journal*, v. 3, n. 8, p. 184, 2022. Citado 3 vezes nas páginas 19, 62 e 63.
- NASA. Report to Congress, Section 321 of the NASA Authorization Act of 2005, *Near-Earth Object Survey and Deflection Analysis of Alternatives*. 2007. Citado 5 vezes nas páginas 19, 35, 36, 37 e 38.
- NASA. *Double Asteroid Redirection Test – NASA’s First Planetary Defense Test Mission: Press Kit*. [S.l.], 2022. Disponível em: <<https://dart.jhuapl.edu/News-and-Resources/files/DART-press-kit-web-FINAL.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 59 e 62.
- NASA. *NASA Confirms DART Mission Impact Changed Asteroid’s Motion in Space*. 2022. Acesso em: 30 de Janeiro de 2025. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/news-release/nasa-confirms-dart-mission-impact-changed-asteroids-motion-in-space/>>. Citado 2 vezes nas páginas 62 e 63.
- NASA. *Final Technical Report to the National Aeronautics and Space Administration for the Double Asteroid Redirection Test (DART) Mission*. [S.l.], 2023. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/20230015804>>. Citado 6 vezes nas páginas 15, 16, 62, 75, 89 e 105.
- NASA; JPL. *HORIZONS System*. 2024. Disponível em: <<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/>>. Citado 7 vezes nas páginas 15, 16, 66, 67, 68, 88 e 103.
- National Research Council. Final Report, *Defending Planet Earth: Near-Earth Object Surveys and Hazard Mitigation Strategies*. 2010. Citado 8 vezes nas páginas 15, 19, 34, 35, 36, 37, 38 e 39.
- NEOMAP. *Space Mission Priorities for Near-Earth Object Risk Assessment and Reduction*. [S.l.]: ESA Near-Earth Object Mission Advisory Panel (NEOMAP), 2004. Citado 6 vezes nas páginas 15, 30, 31, 32, 33 e 34.
- SOLEM, J. C. Interception of comets and asteroids on collision course with earth. *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 30, n. 2, p. 222–228, 1993. Citado 5 vezes nas páginas 15, 49, 52, 53 e 54.
- SPACEX. *Falcon 9*. 2025. Disponível em: <<https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>>. Citado na página 75.
- STEREO Science Center. *STEREO Coordinate Systems Explanation*. 2024. Accessed: 2024-02-13. Disponível em: <https://stereo-ssc.nascom.nasa.gov/coordinates_explanation.shtml>. Citado na página 107.
- VELEZ, D. *Presentation Double Asteroid Redirection Test (DART) Mission: Processing, Analysis, and Modeling of the Reaction Control System Thruster Delta-V for Orbit Determination*. JPL Open Repository, 2023. Disponível em: <<https://doi.org/10.48577/jpl.8RUZ8X>>. Citado na página 107.

Apêndices

APÊNDICE A – Código Python

Listing A.1 – Código utilizado para conversão entre as escalas de tempo UTC e TDB

```

from astropy.time import Time

def convert_time():
    print("Choose the conversion type:")
    print("1: Convert TDB to UTC")
    print("2: Convert UTC to TDB")

    choice = input("Enter your choice (1 or 2): ")

    if choice == "1":
        # User inputs TDB time
        tdb_input = input("Enter the TDB time (YYYY-MM-DDTHH:MM:SS): ")

        # Convert TDB to UTC
        tdb_time = Time(tdb_input, scale="tdb")
        utc_time = tdb_time.utc

        print("\nConverted Time:")
        print("TDB Time:", tdb_time.iso)
        print("UTC Time:", utc_time.iso)

    elif choice == "2":
        # User inputs UTC time
        utc_input = input("Enter the UTC time (YYYY-MM-DDTHH:MM:SS): ")

        # Convert UTC to TDB
        utc_time = Time(utc_input, scale="utc")
        tdb_time = utc_time.tdb

        print("\nConverted Time:")
        print("UTC Time:", utc_time.iso)
        print("TDB Time:", tdb_time.iso)

    else:

```

```
        print("Invalid choice! Please enter 1 or 2.")

# Run the function
convert_time()

def soma(a, b):
    return a + b

resultado = soma(5, 10)
print("Resultado:", resultado)
```

APÊNDICE B – Efemérides Didymos J2000

Efemérides geradas pelo STK para o vetor posição e velocidade do asteroide Didymos no referencial J2000 utilizando o propagador TwoBody.

Civil Air Patrol Use Only
Satellite-Didymos: J2000 Position & Velocity TwoBody

Time (UTCG)	x (km)	y (km)	z (km)	vx (km/sec)	vy (km/sec)
-----	-----	-----	-----	-----	-----
24 Nov 2021 23:58:50.817	-238822018.677034	-220525879.357271	-85265113.325716	12.523432	-8.544539
26 Sep 2022 23:14:24.183	156187215.527259	14929195.734448	-2976486.972744	-7.067000	30.071989

Efemérides geradas pelo STK para o vetor posição e velocidade do asteroide Didymos no referencial J2000 utilizando o propagador HPOP.

Civil Air Patrol Use Only
Satellite-Didymos: J2000 Position & Velocity HPOP

Time (UTCG)	x (km)	y (km)	z (km)	vx (km/sec)	vy (km/sec)
-----	-----	-----	-----	-----	-----
24 Nov 2021 23:58:50.817	-238822019.025116	-220525879.184566	-85265113.245128	12.523424	-8.544535
26 Sep 2022 23:14:24.183	156158563.040051	14963232.914515	-2955919.183948	-7.077417	30.072815

APÊNDICE C – Efemérides DART J2000

Efemérides geradas pelo STK para o vetor posição e velocidade da sonda DART no referencial J2000.

Civil Air Patrol Use Only
Satellite-DART: J2000 Position & Velocity

Time (UTCG)	x (km)	y (km)	z (km)	vx (km/sec)	vy (km/sec)	vz (km/sec)
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----
24 Nov 2021 23:58:50.817	66555064.0958	120618221.6572	52493603.039	-27.82262	9.865369	6.93797
26 Sep 2022 23:14:24.183	155313945.1794	20112119.2817	-2399087.251	-4.44859	25.187392	12.40255

Anexos

ANEXO A – Efemérides Didymos - *Horizons* *System*

Efemérides geradas pelo sistema *Horizons System* para o asteroide Didymos.

```
*****
JPL/HORIZONS          65803 Didymos (1996 GT)          2025-Feb-11 10:27:08
Rec #:   65803 (+COV) Soln.date: 2024-Sep-22_23:15:39   # obs: 1647 (2022-2024)
```

IAU76/J2000 helio. ecliptic osc. elements (au, days, deg., period=Julian yrs):

```
EPOCH= 2460220. ! 2023-Oct-02.50 (TDB)          Residual RMS= .0013278
EC= .3832620488733673   QR= 1.013099326304301   TP= 2459874.313501589
OM= 72.98753451311919   W= 319.580652046918     IN= 3.414166565132348
A= 1.642673885162428    MA= 161.8301594598814    ADIST= 2.272248444020554
PER= 2.1054              N= .468141395          ANGMOM= .02036384
DAN= 1.08484             DDN= 1.97875            L= 32.6184216
B= -2.2129075            MOID= .0397579           TP= 2022-Oct-21.8135015890
```

Asteroid physical parameters (km, seconds, rotational period in hours):

```
GM= n.a.                RAD= .390                ROTPER= 2.2593
H= 18.1                  G= .150                  B-V= n.a.
                          ALBEDO= n.a.            STYP= S
```

ASTEROID comments:

```
1: soln ref.= JPL#219, PHA OCC=0          radar( 2 delay, 0 Dop.)
2: source=ORB
```

Ephemeris / WWW_USER Tue Feb 11 10:27:08 2025 Pasadena, USA / Horizons

Target body name: 65803 Didymos (1996 GT) {source: JPL#219}

Center body name: Solar System Barycenter (0) {source: DE441}

Center-site name: BODY CENTER

```

*****
Start time      : A.D. 2021-Nov-24 00:00:00.0000 TDB
Stop  time      : A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.3650 TDB
Step-size       : 1 steps
*****
Center geodetic : 0.0, 0.0, 0.0                {E-lon(deg),Lat(deg),Alt(km)}
Center cylindric: 0.0, 0.0, 0.0                {E-lon(deg),Dxy(km),Dz(km)}
Center radii     : (undefined)
Small perturbers: Yes                          {source: SB441-N16}
Output units      : KM-S
Calendar mode     : Mixed Julian/Gregorian
Output type       : GEOMETRIC cartesian states
Output format     : 2 (position and velocity)
Reference frame   : Ecliptic of J2000.0
*****
Initial IAU76/J2000 heliocentric ecliptic osculating elements (au, days, deg.):
  EPOCH= 2460220. ! 2023-Oct-02.50 (TDB)          Residual RMS= .0013278
  EC= .3832620488733673   QR= 1.013099326304301   TP= 2459874.313501589
  OM= 72.98753451311919   W= 319.580652046918     IN= 3.414166565132348
Equivalent ICRF heliocentric cartesian coordinates (au, au/d):
  X=-2.061694865608247E+00 Y=-8.749383735324878E-01 Z=-2.684408670068802E-01
  VX= 2.846571000877179E-03 VY=-7.769619147361892E-03 VZ=-3.709229448113573E-03
Asteroid physical parameters (km, seconds, rotational period in hours):
  GM= n.a.          RAD= .390          ROTPER= 2.2593
  H= 18.1           G= .150           B-V= n.a.
                  ALBEDO= n.a.        STYP= S
*****
JDTDB
  X      Y      Z
  VX     VY     VZ
*****
$$SOE
2459542.500000000 = A.D. 2021-Nov-24 00:00:00.0000 TDB
  X =-2.399009233081440E+08 Y =-2.354043403722632E+08 Z = 9.566909966915846E+06
  VX= 1.245117644061461E+01 VY=-9.766030524772868E+00 VZ=-8.777811821901245E-01
2459849.469136169 = A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.3650 TDB
  X = 1.542986900109512E+08 Y = 1.363550832440621E+07 Z =-8.607675425033528E+06
  VX=-7.323187499736401E+00 VY= 3.318225592379317E+01 VZ= 9.919651943135630E-01
$$EOE

```

TIME

Barycentric Dynamical Time ("TDB" or T_{eph}) output was requested. This continuous coordinate time is equivalent to the relativistic proper time of a clock at rest in a reference frame co-moving with the solar system barycenter but outside the system's gravity well. It is the independent variable in the solar system relativistic equations of motion.

TDB runs at a uniform rate of one SI second per second and is independent of irregularities in Earth's rotation.

CALENDAR SYSTEM

Mixed calendar mode was active such that calendar dates after AD 1582-Oct-15 (if any) are in the modern Gregorian system. Dates prior to 1582-Oct-5 (if any) are in the Julian calendar system, which is automatically extended for dates prior to its adoption on 45-Jan-1 BC. The Julian calendar is useful for matching historical dates. The Gregorian calendar more accurately corresponds to the Earth's orbital motion and seasons. A "Gregorian-only" calendar mode is available if such physical events are the primary interest.

REFERENCE FRAME AND COORDINATES

Ecliptic at the standard reference epoch

Reference epoch: J2000.0

X-Y plane: adopted Earth orbital plane at the reference epoch

Note: IAU76 obliquity of 84381.448 arcseconds wrt ICRF X-Y plane

X-axis : ICRF

Z-axis : perpendicular to the X-Y plane in the directional (+ or -) sense of Earth's north pole at the reference epoch.

Symbol meaning:

JD TDB	Julian Day Number, Barycentric Dynamical Time
X	X-component of position vector (km)
Y	Y-component of position vector (km)

Z Z-component of position vector (km)
VX X-component of velocity vector (km/sec)
VY Y-component of velocity vector (km/sec)
VZ Z-component of velocity vector (km/sec)

ABERRATIONS AND CORRECTIONS

Geometric state vectors have NO corrections or aberrations applied.

Computations by ...

Solar System Dynamics Group, Horizons On-Line Ephemeris System
4800 Oak Grove Drive, Jet Propulsion Laboratory
Pasadena, CA 91109 USA

General site: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

Mailing list: https://ssd.jpl.nasa.gov/email_list.html

System news : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/news.html>

User Guide : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/manual.html>

Connect : browser <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/x>

API <https://ssd-api.jpl.nasa.gov/doc/horizons.html>

command-line [telnet ssd.jpl.nasa.gov 6775](telnet:ssd.jpl.nasa.gov:6775)

e-mail/batch https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/hrzn_batch.txt

scripts <https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/SCRIPTS>

Author : Jon.D.Giorgini@jpl.nasa.gov

ANEXO B – Efemérides DART - *Horizons* *System*

Efemérides geradas pelo sistema *Horizons System* para a simulação *Launch*.

Revised: Mar 01, 2024 DART Spacecraft / Sun -135
 https://dart.jhuapl.edu/
 https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart

The Double Asteroid Redirect Test ("DART") is a NASA mission designed to demonstrate asteroid deflection by kinetic impact.

The spacecraft launched on a SpaceX Falcon 9 rocket out of Vandenberg Space Force Base in California on 2021-Nov-24 @ 06:21:02 UTC.

SEC01 was 10 minutes after launch. SEC02 was ~20 minutes after that.
 Spacecraft/booster separation at 07:17:20 UTC.

BACKGROUND:

DART's target is the binary asteroid system 65803 Didymos. Not on a path able to collide with Earth and presenting no hazard, the system is composed of two asteroids: the primary Didymos, and its smaller moonlet satellite asteroid, Dimorphos, which orbits Didymos at a distance of about 1.18 km every 11.92 hours.

DART will autonomously navigate the last 4 hours to impact the moonlet Dimorphos nearly head-on in the fall of 2022, when ~11 million kilometers from Earth, shortening the time it takes to orbit the primary body Didymos by several minutes.

Since the Didymos system is an eclipsing binary as viewed from Earth, Dimorphos passes in front of and behind Didymos, changing its brightness. Ground-based telescopes on Earth will be able to use this to assess the before/after effect caused by DART's impact at 6.6 km/s, producing data useful to "planetary defense" modeling.

The LICIACube camera system will be deployed prior to impact and travel past the asteroid roughly three minutes after DART impacts to confirm the impact, document the spread of the resulting dust plume, attempt to capture an image of the newly formed crater and the opposite side of Dimorphos.

KEY EVENT TIMES

Launch: 24-Nov-2021 06:21:02 UTC
 Impact: 26-Sep-2022 23:14:24.183 UTC (actual)

PHYSICAL CHARACTERISTICS:

Main bus

- box, dimensions ~ 1.2 x 1.3 x 1.3 meters, from which other structures extend to result in measurements of ~1.8 meters width, 1.9 meters length, 2.6 meters in height.
- Two large solar panel arrays on each side, each 8.5 m long when deployed

SCIENCE INSTRUMENTS:

- DRACO: "Didymos Reconnaissance and Asteroid Camera for Optical navigation"
 A high-resolution imager derived from the New Horizons LORRI camera to support navigation and targeting, measure size and shape of the target, determine the impact site and geologic context.
- LICIACube: "Light Italian Cubesat for Imaging of Asteroids"
 Deployed Sep. 12 UTC prior to the DART impact, LICIACube (6U) will capture images of the DART impact, resulting ejecta cloud, and potentially the impact crater on the surface of Dimorphos.

TRAJECTORY:

NOTE: Final reconstructed trajectory

The mission-reconstructed DART trajectory can be used as an observing center (use '@' prefix) OR as a target (drop the '@').

Related objects:

@ -210	(LICIACube spacecraft)
@ 20065803	(65803 Didymos system barycenter, pre-computed JPL s205)
@ 920065803	(Didymos primary center, reconstructed JPL s542)
@ 120065803	(Dimorphos, satellite of Didymos, reconstructed JPL s542)

To instead numerically integrate the latest JPL ground-based solution for the Didymos system barycenter, request "65803;" (or select from menu list). The integrated database version can only be used as a target, not an observing center.

Name	Start (TDB)	Stop (TDB)
dart_2021_328_2022_091_rec_v01	2021-Nov-24 07:17:53.0	2022-Apr-01 00:00:00.0
dart_2022_091_2022_231_rec_v01	2022-Apr-01 00:00:00.0	2022-Aug-19 00:01:09.2
dart_2022_231_2022_269_rec_v03	2022-Aug-19 00:01:09.2	2022-Sep-26 22:00:00.0
dart_2022_269_2022_269_rec_v03	2022-Sep-26 22:00:00.0	2022-Sep-26 23:14:45.3
dart_2022_269_2022_269_spc_v04	2022-Sep-26 23:14:45.3	2022 SEP 26 23:15:33.4
dart_2022_269_2099_001_imp_v03	2022-Sep-26 23:15:33.4	2099-Jan-01 00:00:99.0

Ephemeris / WWW_USER Sun Feb 9 16:01:06 2025 Pasadena, USA / Horizons

Target body name: DART (spacecraft) (-135) {source: dart_v03_hrzns}

Center body name: Solar System Barycenter (0) {source: DE441}

Center-site name: BODY CENTER

Start time : A.D. 2021-Nov-24 07:17:53.0000 TDB

Stop time : A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.1820 TDB

Step-size : 1440 minutes

Center geodetic : 0.0, 0.0, 0.0 {E-lon(deg), Lat(deg), Alt(km)}

Center cylindric: 0.0, 0.0, 0.0 {E-lon(deg), Dxy(km), Dz(km)}

Center radii : (undefined)

Output units : KM-S

Calendar mode : Mixed Julian/Gregorian

Output type : GEOMETRIC cartesian states

Output format : 2 (position and velocity)

Reference frame : Ecliptic of J2000.0

JDTDB

X Y Z

VX VY VZ

\$\$SOE

2459542.804085648 = A.D. 2021-Nov-24 07:17:53.0000 TDB

X = 6.824101646604043E+07 Y = 1.308544499883843E+08 Z = 1.520696586282551E+04

VX=-3.069990826235598E+01 VY= 8.117587395960179E+00 VZ= 3.958077478236036E+00

2459848.804085648 = A.D. 2022-Sep-26 07:17:53.0000 TDB

X = 1.545053328902389E+08 Y = 1.201523683791980E+07 Z = -8.672406368364304E+06

VX=-3.439493438700035E+00 VY= 2.821121305909671E+01 VZ= 1.117616719580724E+00

\$\$EOE

TIME

Barycentric Dynamical Time ("TDB" or T_{eph}) output was requested. This continuous coordinate time is equivalent to the relativistic proper time of a clock at rest in a reference frame co-moving with the solar system barycenter but outside the system's gravity well. It is the independent variable in the solar system relativistic equations of motion.

TDB runs at a uniform rate of one SI second per second and is independent of irregularities in Earth's rotation.

CALENDAR SYSTEM

Mixed calendar mode was active such that calendar dates after AD 1582-Oct-15 (if any) are in the modern Gregorian system. Dates prior to 1582-Oct-5 (if any) are in the Julian calendar system, which is automatically extended for dates prior to its adoption on 45-Jan-1 BC. The Julian calendar is useful for matching historical dates. The Gregorian calendar more accurately corresponds to the Earth's orbital motion and seasons. A "Gregorian-only" calendar mode is available if such physical events are the primary interest.

REFERENCE FRAME AND COORDINATES

Ecliptic at the standard reference epoch

Reference epoch: J2000.0

X-Y plane: adopted Earth orbital plane at the reference epoch

Note: IAU76 obliquity of 84381.448 arcseconds wrt ICRF X-Y plane

X-axis : ICRF

Z-axis : perpendicular to the X-Y plane in the directional (+ or -) sense
of Earth's north pole at the reference epoch.

Symbol meaning:

JD TDB Julian Day Number, Barycentric Dynamical Time

X X-component of position vector (km)

Y Y-component of position vector (km)

Z Z-component of position vector (km)

VX X-component of velocity vector (km/sec)

VY Y-component of velocity vector (km/sec)

VZ Z-component of velocity vector (km/sec)

ABERRATIONS AND CORRECTIONS

Geometric state vectors have NO corrections or aberrations applied.

Computations by ...

Solar System Dynamics Group, Horizons On-Line Ephemeris System

4800 Oak Grove Drive, Jet Propulsion Laboratory

Pasadena, CA 91109 USA

General site: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

Mailing list: https://ssd.jpl.nasa.gov/email_list.html

System news : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/news.html>

User Guide : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/manual.html>

Connect : browser <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/x>

API <https://ssd-api.jpl.nasa.gov/doc/horizons.html>

command-line telnet ssd.jpl.nasa.gov 6775

e-mail/batch https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/hrzn_batch.txt

scripts <https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/SCRIPTS>

Author : Jon.D.Giorgini@jpl.nasa.gov

Efemérides geradas pelo sistema *Horizons System* para a simulação *Cruise*.

Revised: Mar 01, 2024 DART Spacecraft / Sun -135
<https://dart.jhuapl.edu/>
<https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart>

The Double Asteroid Redirect Test ("DART") is a NASA mission designed to demonstrate asteroid deflection by kinetic impact.

The spacecraft launched on a SpaceX Falcon 9 rocket out of Vandenberg Space Force Base in California on 2021-Nov-24 @ 06:21:02 UTC.

SEC01 was 10 minutes after launch. SEC02 was ~20 minutes after that.
Spacecraft/booster separation at 07:17:20 UTC.

BACKGROUND:

DART's target is the binary asteroid system 65803 Didymos. Not on a path able to collide with Earth and presenting no hazard, the system is composed of two asteroids: the primary Didymos, and its smaller moonlet satellite asteroid, Dimorphos, which orbits Didymos at a distance of about 1.18 km every 11.92 hours.

DART will autonomously navigate the last 4 hours to impact the moonlet Dimorphos nearly head-on in the fall of 2022, when ~11 million kilometers from Earth, shortening the time it takes to orbit the primary body Didymos by several minutes.

Since the Didymos system is an eclipsing binary as viewed from Earth, Dimorphos passes in front of and behind Didymos, changing its brightness. Ground-based telescopes on Earth will be able to use this to assess the before/after effect caused by DART's impact at 6.6 km/s, producing data useful to "planetary defense" modeling.

The LICIACube camera system will be deployed prior to impact and travel past the asteroid roughly three minutes after DART impacts to confirm the impact, document the spread of the resulting dust plume, attempt to capture an image of the newly formed crater and the opposite side of Dimorphos.

KEY EVENT TIMES

Launch: 24-Nov-2021 06:21:02 UTC
 Impact: 26-Sep-2022 23:14:24.183 UTC (actual)

PHYSICAL CHARACTERISTICS:

Main bus

- box, dimensions ~ 1.2 x 1.3 x 1.3 meters, from which other structures extend to result in measurements of ~1.8 meters width, 1.9 meters length, 2.6 meters in height.
- Two large solar panel arrays on each side, each 8.5 m long when deployed

SCIENCE INSTRUMENTS:

- DRACO: "Didymos Reconnaissance and Asteroid Camera for Optical navigation"
 A high-resolution imager derived from the New Horizons LORRI camera to support navigation and targeting, measure size and shape of the target, determine the impact site and geologic context.
- LICIACube: "Light Italian Cubesat for Imaging of Asteroids"
 Deployed Sep. 12 UTC prior to the DART impact, LICIACube (6U) will capture images of the DART impact, resulting ejecta cloud, and potentially the impact crater on the surface of Dimorphos.

TRAJECTORY:

NOTE: Final reconstructed trajectory

The mission-reconstructed DART trajectory can be used as an observing center (use '@' prefix) OR as a target (drop the '@').

Related objects:

@ -210	(LICIACube spacecraft)
@ 20065803	(65803 Didymos system barycenter, pre-computed JPL s205)
@ 920065803	(Didymos primary center, reconstructed JPL s542)
@ 120065803	(Dimorphos, satellite of Didymos, reconstructed JPL s542)

To instead numerically integrate the latest JPL ground-based solution for the Didymos system barycenter, request "65803;" (or select from menu list). The integrated database version can only be used as a target, not an observing center.

Name	Start (TDB)	Stop (TDB)
dart_2021_328_2022_091_rec_v01	2021-Nov-24 07:17:53.0	2022-Apr-01 00:00:00.0
dart_2022_091_2022_231_rec_v01	2022-Apr-01 00:00:00.0	2022-Aug-19 00:01:09.2
dart_2022_231_2022_269_rec_v03	2022-Aug-19 00:01:09.2	2022-Sep-26 22:00:00.0
dart_2022_269_2022_269_rec_v03	2022-Sep-26 22:00:00.0	2022-Sep-26 23:14:45.3
dart_2022_269_2022_269_spc_v04	2022-Sep-26 23:14:45.3	2022 SEP 26 23:15:33.4
dart_2022_269_2099_001_imp_v03	2022-Sep-26 23:15:33.4	2099-Jan-01 00:00:99.0

Ephemeris / WWW_USER Tue Feb 11 10:09:19 2025 Pasadena, USA / Horizons

Target body name: DART (spacecraft) (-135) {source: dart_v03_hrzn}

Center body name: Solar System Barycenter (0) {source: DE441}

Center-site name: BODY CENTER

Start time : A.D. 2021-Nov-25 00:00:00.0000 TDB

Stop time : A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.3650 TDB

Step-size : 1 steps

Center geodetic : 0.0, 0.0, 0.0 {E-lon(deg),Lat(deg),Alt(km)}

Center cylindric: 0.0, 0.0, 0.0 {E-lon(deg),Dxy(km),Dz(km)}

Center radii : (undefined)

Output units : KM-S

Calendar mode : Mixed Julian/Gregorian

Output type : GEOMETRIC cartesian states

Output format : 2 (position and velocity)

Reference frame : Ecliptic of J2000.0

JDTDB

X	Y	Z
VX	VY	VZ

\$\$SOE

2459543.500000000 = A.D. 2021-Nov-25 00:00:00.0000 TDB

X = 6.655505908371053E+07 Y = 1.315458082086132E+08 Z = 1.864556230749711E+05

VX=-2.782262238227311E+01 VY= 1.181099753790447E+01 VZ= 2.441576918478349E+00

2459849.469136169 = A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.3650 TDB

X = 1.542987952772332E+08 Y = 1.363555314643420E+07 Z = -8.607687938160306E+06

VX = -3.771479427816498E+00 VY = 2.816810937688586E+01 VZ = 9.978892269866115E-01

\$\$\$EOE

TIME

Barycentric Dynamical Time ("TDB" or T_{eph}) output was requested. This continuous coordinate time is equivalent to the relativistic proper time of a clock at rest in a reference frame co-moving with the solar system barycenter but outside the system's gravity well. It is the independent variable in the solar system relativistic equations of motion.

TDB runs at a uniform rate of one SI second per second and is independent of irregularities in Earth's rotation.

CALENDAR SYSTEM

Mixed calendar mode was active such that calendar dates after AD 1582-Oct-15 (if any) are in the modern Gregorian system. Dates prior to 1582-Oct-5 (if any) are in the Julian calendar system, which is automatically extended for dates prior to its adoption on 45-Jan-1 BC. The Julian calendar is useful for matching historical dates. The Gregorian calendar more accurately corresponds to the Earth's orbital motion and seasons. A "Gregorian-only" calendar mode is available if such physical events are the primary interest.

REFERENCE FRAME AND COORDINATES

Ecliptic at the standard reference epoch

Reference epoch: J2000.0

X-Y plane: adopted Earth orbital plane at the reference epoch

Note: IAU76 obliquity of 84381.448 arcseconds wrt ICRF X-Y plane

X-axis : ICRF

Z-axis : perpendicular to the X-Y plane in the directional (+ or -) sense of Earth's north pole at the reference epoch.

Symbol meaning:

JDTDB	Julian Day Number, Barycentric Dynamical Time
X	X-component of position vector (km)
Y	Y-component of position vector (km)
Z	Z-component of position vector (km)
VX	X-component of velocity vector (km/sec)
VY	Y-component of velocity vector (km/sec)
VZ	Z-component of velocity vector (km/sec)

ABERRATIONS AND CORRECTIONS

Geometric state vectors have NO corrections or aberrations applied.

Computations by ...

Solar System Dynamics Group, Horizons On-Line Ephemeris System
4800 Oak Grove Drive, Jet Propulsion Laboratory
Pasadena, CA 91109 USA

General site: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

Mailing list: https://ssd.jpl.nasa.gov/email_list.html

System news : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/news.html>

User Guide : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/manual.html>

Connect	:	browser	https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/x
		API	https://ssd-api.jpl.nasa.gov/doc/horizons.html
		command-line	telnet ssd.jpl.nasa.gov 6775
		e-mail/batch	https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/hrzn_batch.txt
		scripts	https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/SCRIPTS

Author : Jon.D.Giorgini@jpl.nasa.gov

ANEXO C – Efemérides Dimorphos - *Horizons System*

Efemérides geradas pelo sistema *Horizons System* para o asteroide Dimorphos.

```
*****
JPL/HORIZONS                      Dimorphos (Didymos I)                      120065803
Updated: 2024-Mar-01              Solution (s542) date: 2023-Sep-19
```

This is the DART mission's post-impact reconstructed trajectory for Dimorphos, -satellite- of the 65803 Didymos system & the IMPACTED TARGET.

The trajectory data includes the pre- and post-impact ephemeris for Dimorphos. For surface cartographic locations, pre- and post-impact Dimorphos rotation models are used automatically.

To use Dimorphos as a coordinate origin, set center to "@ 120065803".

DART impact was on 26-Sep-2022 @ 23:14:24.183 UTC, equivalent to 2022-Sep-26 23:15:33.365359 TDB.

Related objects:

```
DART spacecraft           :      -135 (mission navigation)
LICIACube spacecraft      :      -210 (mission navigation)
Didymos system barycenter : 20065803 (JPL s205 mission reconstruction)
                          65803; (latest JPL ground-based solution)
Didymos primary body      : 920065803 (JPL s542 reconstruction)
```

Dimorphos physical parameters:

```
Radii   ~ (0.09078 x 0.06932 x 0.06131) km, 145.6 m volume equivalent diam.
Volume  ~ 0.001616 km^3
GM_Dimo ~ 2.98047E-10 km^3/s^2
```

Possible Dimorphos mass-ejection (0.1-0.5%) is not reflected here, perhaps measured later by follow-on ESA mission Hera.

Pre-impact Dimorphos spin pole (ICRF at J2000.0 epoch, east long. positive)

RA = 69.32686 deg. (310.0 deg. ecliptic longitude)
 DEC = -72.72455 deg. (-80.6 deg. ecliptic latitude)
 PM = 73.07056508 deg., 724.7243883 deg/day, 1.0271E-06 deg²/day²
 (period is 11.92177 hrs)

Post-impact Dimorphos spin pole

A dynamic frame where the X axis points from Dimorphos center to Didymos center. The Z axis is parallel to the pre-impact Z axis.

RA = 69.32686 deg. (310.0 deg. ecliptic longitude)
 DEC = -72.72455 deg. (-80.6 deg. ecliptic latitude)

Name	Start (TDB)	Stop (TDB)
-----	-----	-----
didymos_system_s542_v01	2000-Jan-01 00:00	2024-Dec-31 00:00

Ephemeris / WWW_USER Thu Feb 13 01:43:26 2025 Pasadena, USA / Horizons

Target body name: Dimorphos (120065803) {source: dart_v03_hrzn}
 Center body name: Solar System Barycenter (0) {source: DE441}
 Center-site name: BODY CENTER

Start time : A.D. 2021-Nov-24 07:17:53.0000 TDB
 Stop time : A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.3650 TDB
 Step-size : 1 steps

Center geodetic : 0.0, 0.0, 0.0 {E-lon(deg),Lat(deg),Alt(km)}
 Center cylindric: 0.0, 0.0, 0.0 {E-lon(deg),Dxy(km),Dz(km)}
 Center radii : (undefined)
 Output units : KM-S
 Calendar mode : Mixed Julian/Gregorian
 Output type : GEOMETRIC cartesian states
 Output format : 2 (position and velocity)
 Reference frame : Ecliptic of J2000.0

JDTDB

X Y Z

```

      VX      VY      VZ
*****
$$SOE
2459542.804085648 = A.D. 2021-Nov-24 07:17:53.0000 TDB
  X =-2.395733969478891E+08 Y =-2.356605935764344E+08 Z = 9.543823782669157E+06
  VX= 1.247315307990838E+01 VY=-9.744442832337249E+00 VZ=-8.786387846377277E-01
2459849.469136169 = A.D. 2022-Sep-26 23:15:33.3650 TDB
  X = 1.542987953461447E+08 Y = 1.363555308959103E+07 Z =-8.607687937956400E+06
  VX=-7.323308286627445E+00 VY= 3.318237490840047E+01 VZ= 9.919372986353743E-01
$$EOE
*****

```

TIME

Barycentric Dynamical Time ("TDB" or T_{eph}) output was requested. This continuous coordinate time is equivalent to the relativistic proper time of a clock at rest in a reference frame co-moving with the solar system barycenter but outside the system's gravity well. It is the independent variable in the solar system relativistic equations of motion.

TDB runs at a uniform rate of one SI second per second and is independent of irregularities in Earth's rotation.

CALENDAR SYSTEM

Mixed calendar mode was active such that calendar dates after AD 1582-Oct-15 (if any) are in the modern Gregorian system. Dates prior to 1582-Oct-5 (if any) are in the Julian calendar system, which is automatically extended for dates prior to its adoption on 45-Jan-1 BC. The Julian calendar is useful for matching historical dates. The Gregorian calendar more accurately corresponds to the Earth's orbital motion and seasons. A "Gregorian-only" calendar mode is available if such physical events are the primary interest.

REFERENCE FRAME AND COORDINATES

Ecliptic at the standard reference epoch

Reference epoch: J2000.0

X-Y plane: adopted Earth orbital plane at the reference epoch

Note: IAU76 obliquity of 84381.448 arcseconds wrt ICRF X-Y plane

X-axis : ICRF

Z-axis : perpendicular to the X-Y plane in the directional (+ or -) sense
of Earth's north pole at the reference epoch.

Symbol meaning:

JDTDB	Julian Day Number, Barycentric Dynamical Time
X	X-component of position vector (km)
Y	Y-component of position vector (km)
Z	Z-component of position vector (km)
VX	X-component of velocity vector (km/sec)
VY	Y-component of velocity vector (km/sec)
VZ	Z-component of velocity vector (km/sec)

ABERRATIONS AND CORRECTIONS

Geometric state vectors have NO corrections or aberrations applied.

Computations by ...

Solar System Dynamics Group, Horizons On-Line Ephemeris System
4800 Oak Grove Drive, Jet Propulsion Laboratory
Pasadena, CA 91109 USA

General site: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

Mailing list: https://ssd.jpl.nasa.gov/email_list.html

System news : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/news.html>

User Guide : <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/manual.html>

Connect : browser <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/x>

API <https://ssd-api.jpl.nasa.gov/doc/horizons.html>

command-line telnet ssd.jpl.nasa.gov 6775

e-mail/batch https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/hrzn_batch.txt

scripts <https://ssd.jpl.nasa.gov/ftp/ssd/SCRIPTS>

Author : Jon.D.Giorgini@jpl.nasa.gov
