



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO
OBSERVATÓRIO DO VALONGO
BACHARELADO EM ASTRONOMIA**

NATÁLIA TOBINAGA TOURINHO

EFEITOS ASTRONÔMICOS EM OBJETOS ARTIFICIAIS

**RIO DE JANEIRO
2024**

Natália Tobinahga Tourinho

Efeitos Astronômicos em Objetos Artificiais

**Projeto de Conclusão de Curso requiri-
rido para obtenção do grau de Bacharel
em Astronomia pela UFRJ**

Rio de Janeiro, 11 de Dezembro de 2024

CIP - Catalogação na Publicação

T727e Tobinaga Tourinho, Natália
FFEITOS ASTRONÔMICOS EM OBJETOS ARTIFICIAIS /
Natália Tobinaga Tourinho. -- Rio de Janeiro, 2024.
83 f.

Orientador: Erika Rossetto.
Trabalho de conclusão de curso (graduação) -
Universidade Federal do Rio de Janeiro, Observatório
do Valongo, Bacharel em Astronomia, 2024.

1. satélites artificiais. 2. lixo espacial. 3.
dinâmica orbital. 4. mecânica celeste. I. Rossetto,
Erika, orient. II. Título.

Universidade Federal do Rio de Janeiro

Natália Tobinaga Tourinho

Esse trabalho de pesquisa foi julgado adequado para a conclusão do curso de Bacharel em Astronomia.

Orientadora: MSc. Erika Rossetto

Dr. Adrian Adrian Rodriguez Colucci
UFRJ (presidente da banca examinadora)

MSc. Naelton Mendes de Araújo
Fundação Planetário-Rio

Rio de Janeiro, 11 de Dezembro de 2024

*Este trabalho é dedicado àqueles que
nunca desistiram.*

Agradecimentos

À minha família que me apoiou e inspirou desde o início dessa saga.

À minha orientadora Erika Rossetto, por sua infinita paciência, sensibilidade e dedicação para comigo e meu processo.

Aos professores da UFRJ que contribuíram para minha formação nessa área tanto pelos conhecimentos transmitidos tanto quanto pelo suporte humano que alguns me deram.

Agradeço também aos amigos que me incentivaram, me apoiaram, me ouviram e me falaram as duras verdades.

Agradeço à minha psicóloga Noêmia Franco pela construção e elaboração dessa etapa, sem as quais não teria conseguido concluir.

Só nós podemos alcançar nossos objetivos, mas não conseguimos sozinhos. Enorme gratidão a todos vocês!!!

Okagesamade.

Resumo

Esta monografia tem como objetivo fazer uma revisão histórica do estudo da dinâmica dos astros e mapear os principais efeitos astronômicos que afetam os satélites artificiais. Na introdução é feita um breve resumo sobre a história da navegação espacial. No segundo capítulo é abordada a evolução da mecânica celeste com os precursores teóricos, as leis fundamentais e um aprofundamento da conquista espacial iniciada na introdução. Os efeitos astronômicos (atmosférico, gravitacional, magnético, solar e hipervelocidade) que influenciam a dinâmica orbital serão desenvolvidos no capítulo 3 bem como seus danos e exemplos reais. Feito esse agrupamento de informações, conclui-se que é imprescindível que avanços continuem sendo feitos para garantir que o espaço continue a ser explorado dentro de um ambiente espacial mais sustentável e seguro possível.

Palavras-chave: **mecânica clássica, satélites artificiais, efeitos astronômicos**

Abstract

This monograph aims to review the history of the study of the dynamics of astronomical objects and to map the main astronomical effects that affect artificial satellites. The introduction provides a brief summary of the history of space navigation. The second chapter addresses the evolution of celestial mechanics with its theoretical precursors, fundamental laws, and a more in-depth study of the space conquest initiated in the introduction. The astronomical effects (atmospheric, gravitational, magnetic, solar, and hypervelocity) that influence orbital dynamics are developed in chapter 3, as well as their damage and real examples. Having gathered this information, it is concluded that it is essential that advances continue to be made to ensure that space continues to be explored within a space environment that is as sustainable and safe as possible.

Keywords: classical mechanics, spacecraft, astronomical effects

Lista de ilustrações

Figura 1 – Modelo orbital de bola de canhão de Newton	19
Figura 2 – Sputnik 1	21
Figura 3 – População espacial catalogada	22
Figura 4 – Lixo espacial	23
Figura 5 – Distribuição da população espacial.	24
Figura 6 – Sistema Ptolomaico	26
Figura 7 – Modelos de Kepler	28
Figura 8 – Extratos da obra <i>Sidereus Nuncius</i> publicada em 1610 por Galileu. Fonte: (GALILEO, 1610)	30
Figura 9 – Registros das 4 luas de Júpiter feita por Galileu. Fonte: (GALILEO, 1610)	31
Figura 10 – Lei das Órbitas	33
Figura 11 – Lei das Áreas	34
Figura 12 – Trajetória	34
Figura 13 – Órbita de Clarke	37
Figura 14 – Telstar 1	38
Figura 15 – Órbita Terrestre.	41
Figura 16 – Ilustração de como medir distâncias de um satélite	42
Figura 17 – Rede de sensores	43
Figura 18 – População em LEO	44
Figura 19 – População em MEO	45
Figura 20 – População em GEO	46
Figura 21 – Reorbit.	47
Figura 22 – Deorbit.	47
Figura 23 – Efeito de colisão.	49
Figura 24 – Elementos Orbitais	52
Figura 25 – Atitude	52
Figura 26 – Camadas atmosféricas	54
Figura 27 – Força de arrasto	56
Figura 28 – Decaimento Orbital	56
Figura 29 – Perturbações	57
Figura 30 – Geoide	58
Figura 31 – Harmônicos Zonais	59
Figura 32 – Harmônicos Tesserais	59
Figura 33 – Harmônicos Setoriais	60
Figura 34 – Aceleração longitudinal	60
Figura 35 – Campo magnético da Terra	63

Figura 36 – Principais regiões da magnetosfera	64
Figura 37 – Excentricidade	67
Figura 38 – Ambiente espacial	68
Figura 39 – Impacto em painel Solar	76
Figura 40 – Impacto em espelho	76
Figura 41 – Dano ao Hubble	77

Lista de tabelas

Tabela 1 – Nomenclatura de astros errantes em diferentes culturas antigas.	25
Tabela 2 – Lista dos satélites brasileiros	39
Tabela 3 – Os 10 Países quem mais lançaram satélites	40
Tabela 4 – Alguns acidentes espaciais marcantes	50
Tabela 5 – Perturbações orbitais	69

Sumário

1	INTRODUÇÃO	19
2	A EVOLUÇÃO DA MECÂNICA CELESTE	25
2.1	O movimento dos astros na antiguidade	25
2.1.1	Sistema Ptolomaico	26
2.1.2	Tycho Brahe e Johannes Kepler	27
2.1.3	Galileu Galilei	29
2.1.4	Isaac Newton	32
2.1.5	As Leis Fundamentais da Mecânica Celeste	33
2.2	A conquista Espacial	36
2.2.1	A órbita Terrestre	40
3	EFEITOS ASTRONÔMICOS	51
3.1	Efeito Atmosférico	53
3.2	Efeitos Gravacionais	56
3.2.1	Potencial terrestre	57
3.2.2	Atração Luni-Solar	61
3.3	Efeitos Magnéticos	61
3.4	Efeitos Solares	65
3.4.1	Pressão de radiação solar	65
3.4.2	Clima Espacial	66
3.5	Efeitos de hipervelocidade	70
3.6	Danos	71
3.6.1	Danos por radiação	71
3.6.2	Danos por hipervelocidade	73
3.6.3	Exemplos reais	74
4	CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS	79
	REFERÊNCIAS	81

1 Introdução

"...o que estamos construindo agora é o sistema nervoso da humanidade que ligará toda a raça humana, para o melhor ou pior, numa unidade na qual nenhuma época anterior poderia ter imaginado..."

Arthur C. Clarke

Existem dois tipos de satélites: os naturais e os artificiais. Os satélites naturais, como por exemplo a Lua, orbitam ao redor de um planeta, planeta anão ou um corpo pequeno do sistema solar. Os satélites artificiais são aqueles que foram construídos e colocados ao redor da Terra pelos seres humanos.

Em seu livro *Principia*, Isaac Newton propôs um experimento para demonstrar que a força gravitacional é universal. Ele afirmou que, dependendo da velocidade inicial, um corpo lançado acima da superfície da Terra poderia orbitar o planeta em um movimento circular ou elíptico. Essa proposta, chamada de bola de canhão de Newton, foi o primeiro registro de órbitas de objetos artificiais. Na figura 1 temos uma ilustração desse experimento.

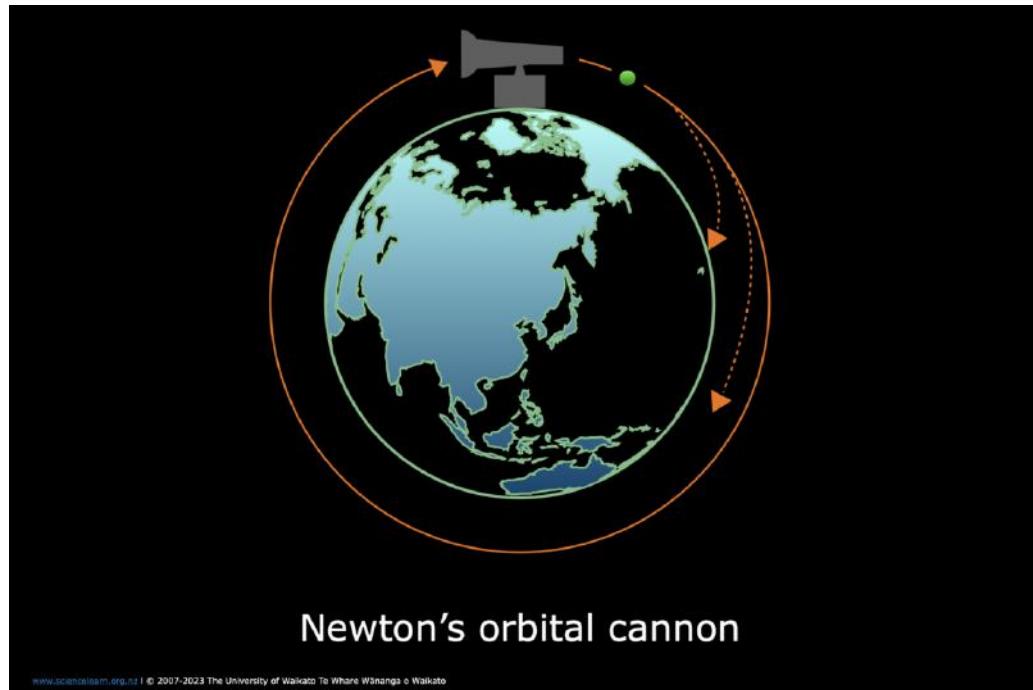


Figura 1 – Modelo orbital de bola de canhão de Newton. Newton propôs a ideia de que se fosse lançada com a velocidade adequada, uma bola de canhão venceria a gravidade terrestre e não voltaria à superfície, permanecendo em movimento circular ao redor do planeta. Abaixo dessa velocidade, a bola retornaria para a superfície e acima dela escaparia da gravidade da Terra em uma trajetória hiperbólica. Fonte: www.sciencelearn.org.nz

Em 1903, o russo, Konstantin Tsiolkovsky, publicou um artigo com a primeira demonstração da equação do foguete, que é usada até hoje. Essa fórmula, que é a base da ciência espacial, determina a velocidade mínima para um foguete vencer a gravidade terrestre. Por não ser reconhecido como cientista formal, o trabalho de Tsiolkovsky foi ignorado por décadas. Ele recebeu o devido crédito após serem feitas publicações independentes por outros pesquisadores como o americano, Robert Goddard, em 1912, e o alemão, Hermann Oberth, em 1920. Atualmente, a equação do foguete é conhecida como equação de Tsiolkovsky. Ela é apresentada na equação 1.1.

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_1} \quad (1.1)$$

Equação do foguete de Tsiolkovski.

Para esta equação temos que m_0 é a massa total inicial do foguete, m_1 é massa total final do foguete, v_e é a velocidade de ejeção dos gases e Δv é a velocidade mínima para um foguete vencer a gravidade terrestre.

Em outubro de 1945, Arthur C. Clarke publicou um artigo intitulado "*Extra-Terrestrial Relays. Can Rocket Stations Give World-Wide Radio Coverage?*" (CLARKE, 1945) onde ele apresenta a possibilidade para toda a comunidade científica de um objeto orbitando a Terra ser utilizado para a comunicação.

Em 1954, um grupo de cientistas da URSS, liderado pelo engenheiro Mikhail K. Tikhonravov, apresentou um relatório detalhado sobre as etapas e possibilidades de se colocar um objeto em órbita da Terra. De acordo com (TIKHONRAVOV, 2006), ele também desenvolveu ideias para estender o projeto espacial soviético até a Lua.

Nessa época, o mundo vivia sob a tensão da guerra fria e a conquista espacial era a principal disputa entre os Estados Unidos e a União Soviética. Embora outros países também estivessem desenvolvendo programas espaciais, estes foram os pioneiros.

Em 1957, a URSS largou na frente para a conquista do espaço e lançou o primeiro satélite artificial com sucesso: o Sputnik 1 (figura 2). Após esse lançamento, uma série de satélites experimentais soviéticos foram lançados. O Sputnik 1 foi colocado em órbita ao redor da Terra em outubro de 1957 e retornou ao solo em janeiro de 1958. Seu período de rotação era de aproximadamente 95 minutos e sua altura estimada era de 900 km. Sua missão era basicamente enviar sinais de rádio que eram captados em estações no solo, comprovando a teoria de (CLARKE, 1945) de que era possível usar um objeto no espaço e captar seu sinal na Terra.

Em janeiro de 1958, os EUA lançaram seu primeiro satélite com sucesso. O Explorer I já tinha uma missão bem definida: comprovar a existência do cinturão de Van

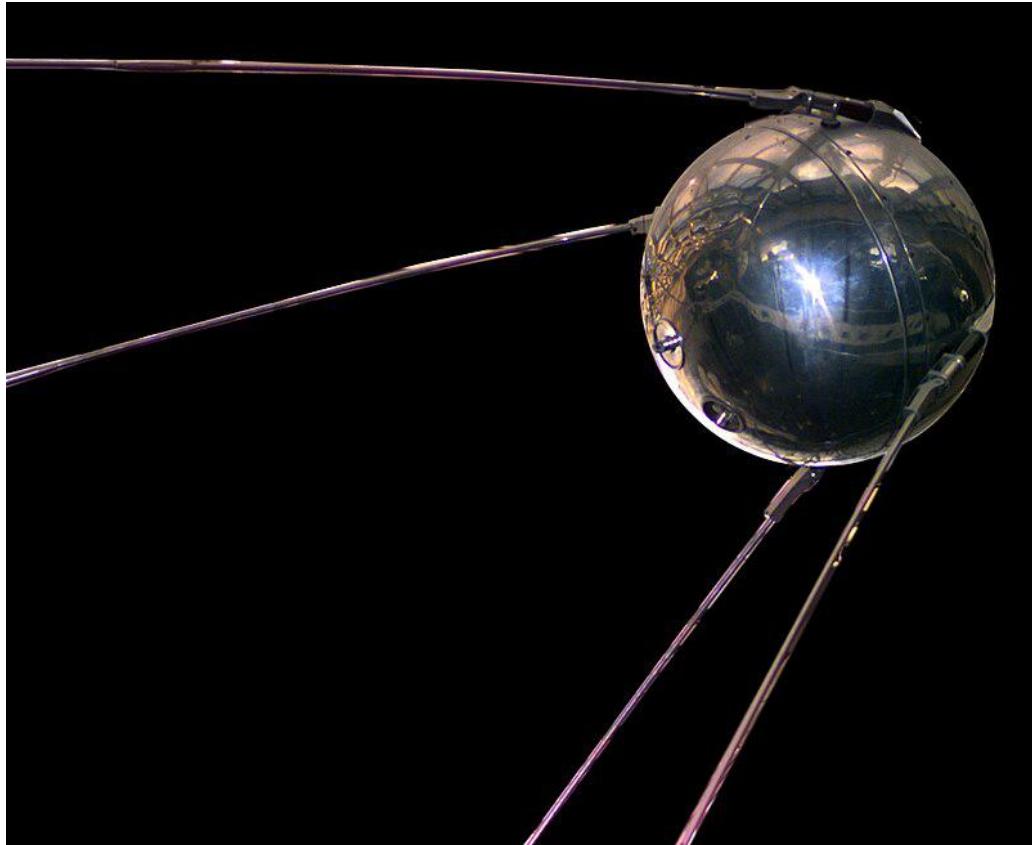


Figura 2 – Sputnik 1

Sputnik 1: satélite russo e o primeiro satélite artificial lançado para o espaço. Ele transmitiu sinais gerados na faixa de 20 a 40 MHz. Tinha um período orbital de 96.1 min, apogeu de 945 km e perigeu de 225 km. Ficou em órbita até 03/01/1958. Fonte: NASA.

Allen. Esse cinturão é uma região ao redor da Terra de forte concentração magnética. Sua existência era prevista, mas somente com o lançamento do Explorer pode ser comprovada.

Após o inicio da conquista espacial, o interesse pelo uso do espaço se expandiu. Em 3 anos de programa espacial, a URSS lançou 5 satélites da série Sputnik e missão lunar. Enquanto os EUA já tinham lançado 27 satélites, todos com finalidade científica. Somente em 1962, foi lançado o primeiro satélite para fins comerciais; o Telstar 1. É importante ressaltar, que uma missão é composta tanto pelo objeto artificial em si, chamado de carga útil (*payload*), quanto pelos demais elementos que o transportam para o espaço (como por exemplo o foguete). Durante o processo de colocar a carga útil em órbita, esses elementos vão sendo "despejados" no espaço, formando os primeiros detritos que compõem o total do lixo espacial. Ou seja, inicialmente, eram detritos residuais das missões, mas com a ocorrência de acidentes e falhas, fragmentos de todos os objetos fazem crescer o tamanho da população espacial. Até o lançamento do Telstar 1 havia 340 objetos catalogados, sendo 116 cargas úteis. Em 1963 foi lançado o primeiro satélite geosíncrono, o Syncm I, nessa época eram 553 objetos catalogados e 167 cargas úteis.

Com o avanço da exploração do espaço, a proporção entre carga útil e detritos

ficou cada vez mais discrepante. E os números crescem a cada dia. Em 27 de setembro de 2024, o principal catálogo de objetos em órbita terrestre, o (KELSO, 1988) tinha registrado 29654 rastreados. Desses, 13601 são cargas úteis e 16053 são detritos. Na figura 3, temos o total de objetos catalogados até essa data e a divisão do que ainda permanece em órbita.



Figura 3 – Crescimento da população espacial rastreável. Esse catálogo contempla todos os objetos lançados e rastreados até 27 de setembro de 2024. São mais de 60000 objetos, sendo que 29654 ainda estão em órbita e apenas 13601 são cargas úteis. Fonte: (KELSO, 2024)

Um dos grandes desafios do setor é rastrear os corpos pequenos ao redor da Terra. Esse objetos, que podem ter 1 mm até 10 cm de diâmetro, são resíduos das missões de lançamento, restos de explosões ou acidentes em órbita. Estima-se que haja entre 300000 e 500000 detritos de diâmetro entre 1 a 10 cm, que não estão catalogados, pois não são rastreáveis.

Todos os objetos que não são mais utilizados para algum fim na Terra são classificados como lixo espacial. Eles podem ser detritos provenientes de colisões ou explosões, restos de foguetes, resíduos de missões ou satélites inativos. Na figura 5 temos as porcentagens de cada uma dessas categorias.

Além de todas as grandezas já bem conhecidas, outros efeitos astronômicos afetam as órbitas e movimentos dos corpos em órbita da Terra. Conhecê-los bem é crucial para aumentar a precisão de suas posições e minimizar a probabilidade de mais acidentes no espaço.

O objetivo desse trabalho é fazer uma revisão histórica do estudo da dinâmica dos astros e mapear os principais efeitos astronômicos que afetam os satélites artificiais.

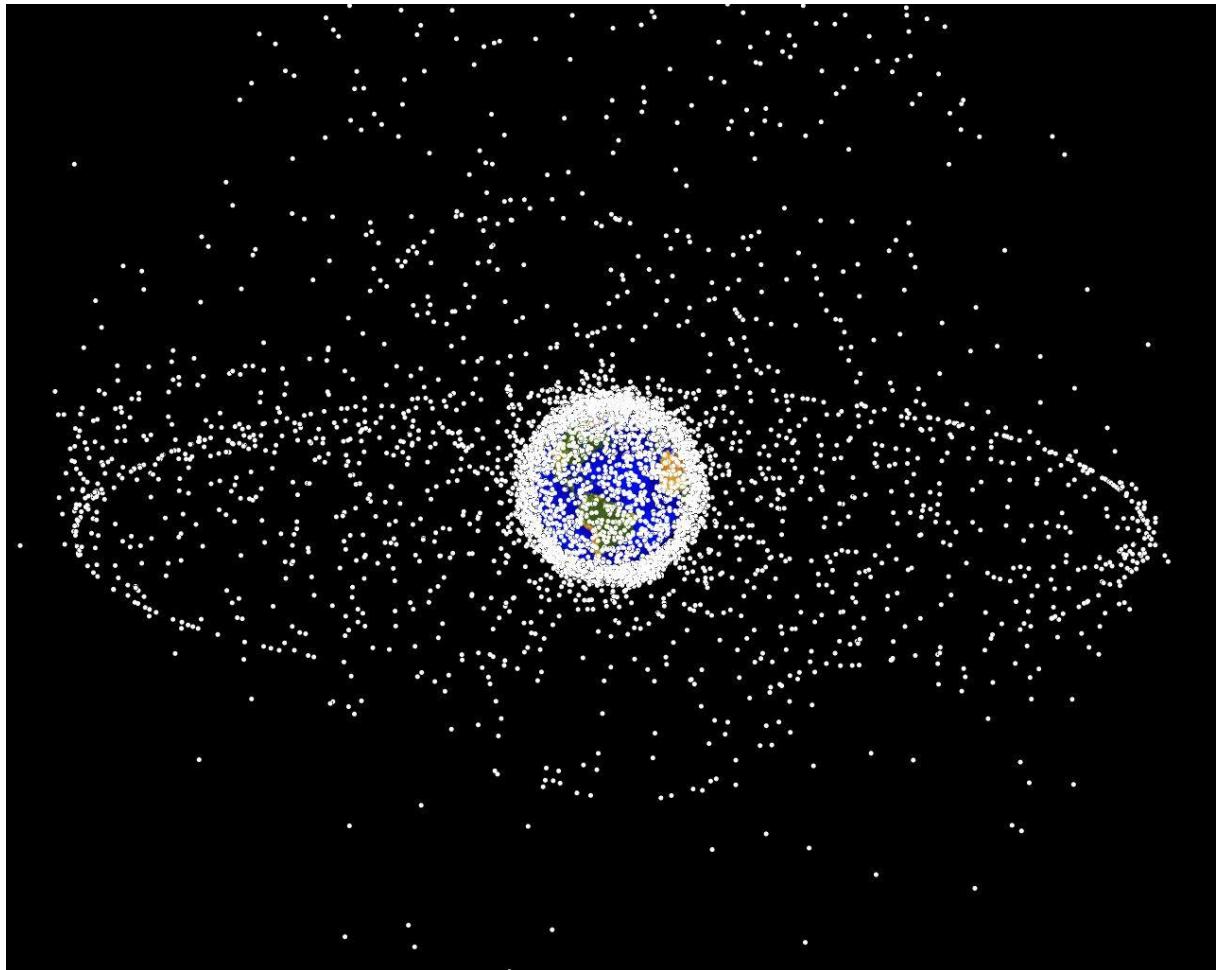


Figura 4 – Imagem demonstrativa produzida pela (NASA, 2019), mostra o lixo espacial ao redor da Terra nas órbitas baixa, média e GEO. Nessa imagem, todos os objetos foram apresentados do mesmo tamanho para dar a dimensão da quantidade de objetos. Entretanto, é importante ressaltar que a maioria dos objetos tem diâmetro menor do que 10 cm e todos tem massa e tamanhos desprezíveis em relação à Terra. Ou seja, não há esse densa aglomeração ao redor da Terra. De acordo com (EUSST, 2024a), a densidade espacial dos objetos menores do que 1 cm é da ordem de $10^{-6} \text{1}/\text{km}^3$ e entre 1 e 10 cm é de $10^{-7} \text{1}/\text{km}^3$. Estima-se que há mais de 1 milhão de corpos acima de 1 mm.

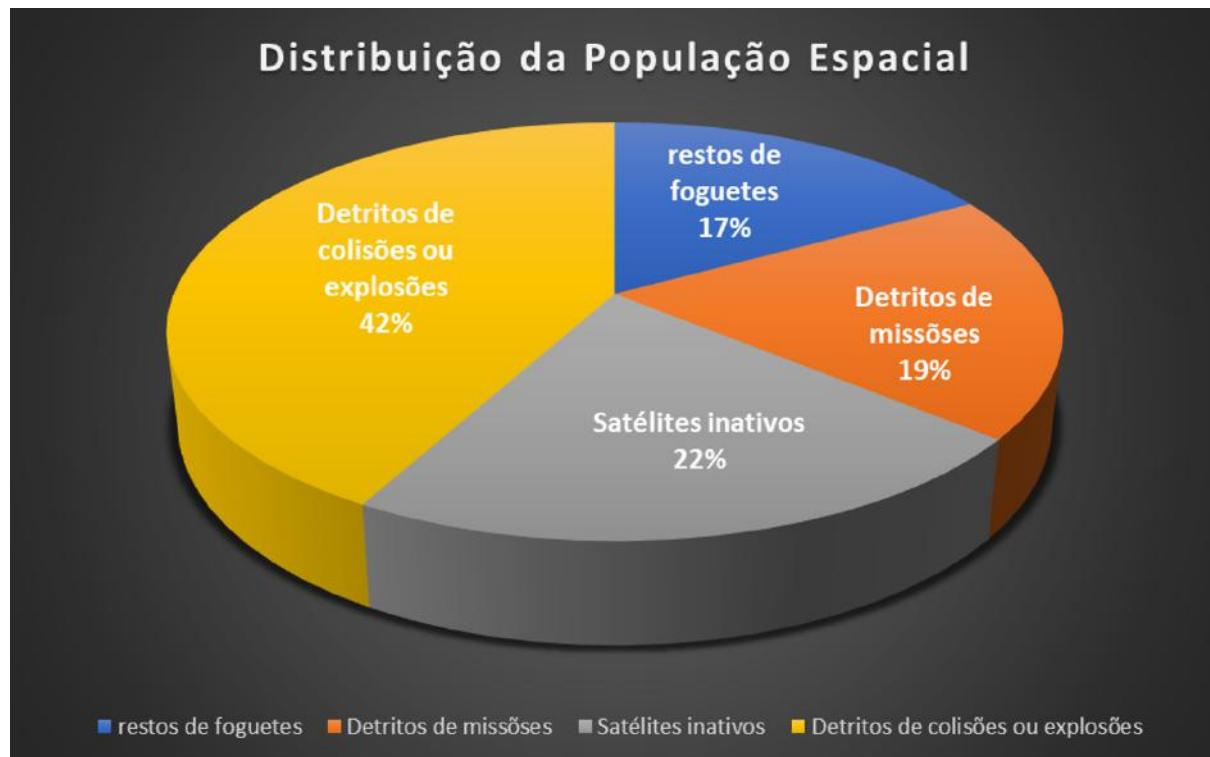


Figura 5 – Classificação dos tipos de objetos em órbita da Terra que compõe o lixo espacial. A maior parte é detrito de colisões ou explosões. Fonte: o autor a partir de (NASA, 2024)

2 A evolução da Mecânica Celeste

2.1 O movimento dos astros na antiguidade

Desde a antiguidade, o movimento dos astros é observado e registrado. Em diversas culturas é possível encontrar registros de fenômenos astronômicos e o movimento dos astros que atualmente chamamos *planetas*. Diversas teorias para explicar as observações foram desenvolvidas ao longo da história da humanidade.

Cada povo, descrevia o céu associando o padrão dos astros a elementos presentes em suas culturas. Porém, acreditavam que todos os astros estavam a mesma distância da Terra, formando a esfera celeste. Aqueles que não permaneciam fixos na abóboda eram chamados de estrelas errantes. De acordo com (AVENI, 2011) a palavra planeta foi derivada da nomenclatura grega dada a esses astros. No século III A.C. os gregos nomearam 7 astros errantes em homenagem aos seus deuses. É possível encontrar equivalência a esses astros em outras culturas conforme listado na tabela 1.

A partir dos registros feitos ao longo das gerações, teorias sobre o movimento dos astros foram sendo desenvolvidas. Por séculos, a Terra era o centro do universo e a trajetória de todos os astros errantes era explicada a partir desse referencial.

É importante ressaltar que o estudo do movimento dos astros, que hoje chama-mos de mecânica celeste, era feito através de observações dos corpos celestes a olho nu e/ou outros instrumentos não ópticos como o astrolábio. Tinham como principal objetivo a previsão de eventos celestes e a produção de calendários, mas também buscavam conhecer como se davam os movimentos dos astros, como seria a forma do sistema solar. Foi com as leis De Kepler, a utilização do telescópio por Galileu e a lei da gravitação de Newton que a Astronomia moderna tem seu início. Tratando agora de não mais descrever o que acontecia

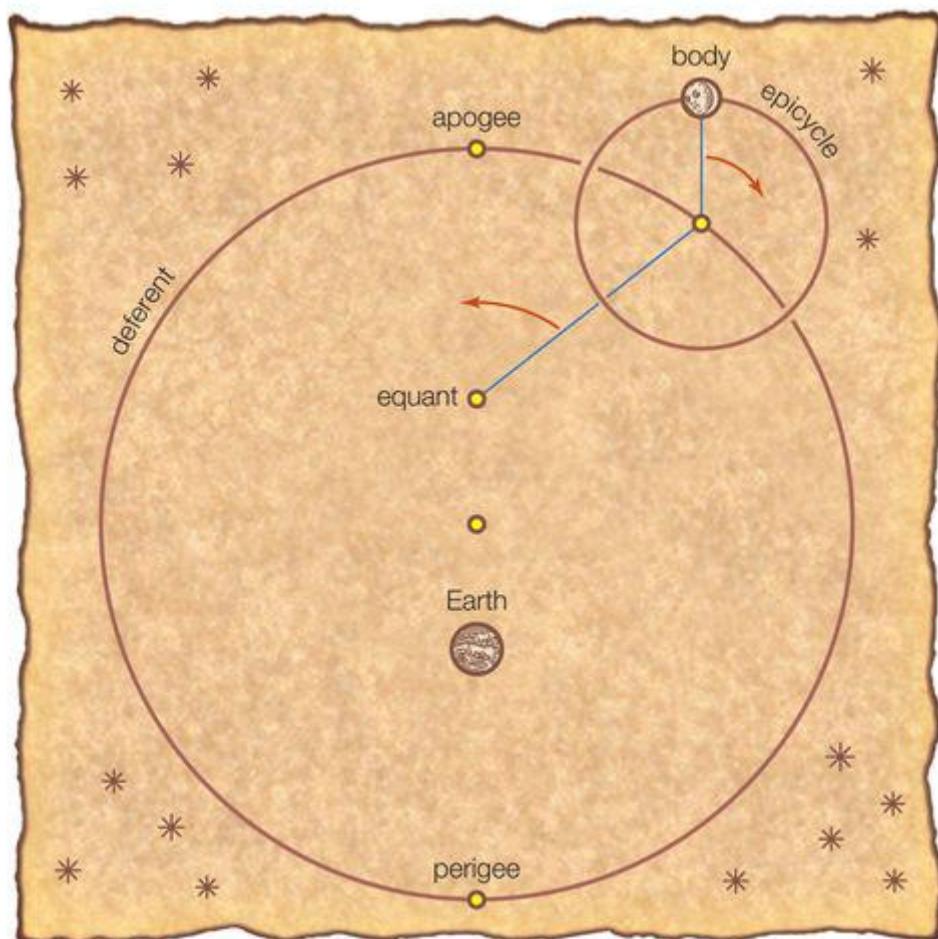
Moderno	Grego	Babilônico	Persa	Indiano	Chinês
Sol	Helios/Apollo	Shamash	Mithra	Surya	Thai Yang (Yang Maior)
Lua	Selene	Sin	Mâh	Soma	Thai Yin (Yin Maior)
Mercúrio	Hermes/Apollo	utu	Tîra/Tîr	Budha	Chhen hsing (estrela hora)
Vênus	Aphrodite	dili-pát Ishtar	Anâhitâ	Sukra	Thai pai (A Grande Branca)
Marte	Ares/Herakles	an,sal-bat-a-ni Nergal	Verethragna	Karrikeya	Ying huo (Brilho Intermitente)
Júpiter	Zeus	mûl-babbar Marduk	Ahura Mazda/Oromasdes	Brhaspati	Sui hsing (Estrela do Ano)
Saturno	Kronos/Chronos	genna	Zervan (Zurvan)	Prajapati (Sanaiscara)	Chen hsing (Exorcista)

Tabela 1 – Lista dos astros errantes conhecidos pelos povos antigos e os nomes recebidos em cada cultura. Os astros eram nomeados em homenagem às figuras presentes em cada cultura. ((AVENI, 2011))

no céu, mas de fundamentar esses movimentos através de leis físicas e com linguagem matemática. A seguir, vamos descrever o sistema pré-galileu que ficou em voga até o fim da idade média.

2.1.1 Sistema Ptolomaico

Durante toda a Idade Média o modelo de Claudio Ptolomeu foi largamente utilizado para explicar e prever o movimento dos corpos celestes. O Sistema Ptolomaico, como assim ficou chamado, considerava que a Terra exercia o papel de centro gravitacional. Esse sistema é composto por um círculo chamado deferente, outro chamado epiciclo e por um ponto chamado equante, conforme ilustrado na figura 6. A Terra estaria dentro do deferente, um pouco afastada do seu centro. O equante estaria ao lado do centro, mas oposto à Terra. O epiciclo é o círculo no qual se movimenta um outro planeta e cujo centro se move a uma taxa uniforme em relação ao equante. Com esse sistema foi possível explicar o movimento retrógrado dos planetas.



© 2012 Encyclopædia Britannica, Inc.

Figura 6 – Sistema Ptolomaico para explicar e prever o movimento dos planetas. Esse sistema era geocêntrico e contava com epiciclos para explicar a retrogradação dos astros

Apesar de Ptolomeu conseguir explicar o movimentos dos astros, Nicolau Copérnico recuperou da Grécia antiga a ideia do sistema planetário ser, na verdade, heliocêntrico. Para este astrônomo, a Terra seria mais um dos planetas que orbitariam em volta do Sol. Ao determinar as distâncias dos planetas com o Sol no centro, deduziu que quanto mais próximo a ele, mais velozmente orbitará. Essa ideia foi extremamente rejeitada, sobretudo por tirar a Terra, e consequentemente, o ser humano, do centro do universo. A igreja perseguia quem defendesse a ideia não geocêntrica. Assim, a teoria copernicana ficou desacreditada. Somente, décadas depois, com as observações e cálculos de Giordano Bruno a teoria heliocêntrica foi comprovada. Porém, a igreja condenou Giordano Bruno à morte por heresia.

2.1.2 Tycho Brahe e Johannes Kepler

Nascido em 1546, o dinamarquês Tycho Brahe entrou para a história da ciência por suas minuciosas observações, tendo, aos 28 anos, construído um observatório (o Uraniborg) com instrumentos idealizados por ele mesmo. De 1576 a 1597, o astrônomo e sua equipe acumularam um grande número de dados astronômicos e os levou consigo para a Alemanha, quando se viu obrigado a deixar o Uraniborg.

O então imperador do Sacro Império Romano, Rudolfo II, nomeou-lhe como Matemático Imperial e ordenou a construção de um observatório a aproximadamente 30 km de Praga. Tycho Brahe desejava ter Kepler em sua equipe pois suas habilidades em matemáticas eram reconhecidas. Avesso ao sistema copernicano para organização planetária, Thyco Brahe propõe um sistema e tem a intenção de prová-lo. Infelizmente, morreu inesperadamente antes de ver qualquer resultado obtido através de suas minuciosas observações.

Para (VELOSO, 2004), Kepler teria sido um expoente do Renascimento no campo científico, tamanha importância de seu trabalho. Talvez sua maior façanha tenha sido justamente a de conseguir se libertar de paradigmas, pois somente assim, e só assim, pôde vislumbrar a Natureza desnuda, o movimento dos corpos celestes e elaborar as Leis Fundamentais da Mecânica Celeste.

Johannes Kelpler nasceu na Alemanha no dia 27 de dezembro de 1571, no seio de uma família modesta. Sua primeira educação foi possibilitada graças a uma bolsa de estudos promovida pelo governo local. É importante ressaltar, que nessa época a Igreja tinha uma enorme influência na sociedade e também no sistema de ensino. Com 13 anos iniciou seus estudos no seminário onde aprendeu latim, grego, retórica, dialética, música e a leitura de clássicos e, claro, da Bíblia.

Em 1589, aos 17 anos, Kepler entrou para Universidade de Tübingen com a intenção de se tornar teólogo, tendo sido direcionado pela sua família para essa carreira

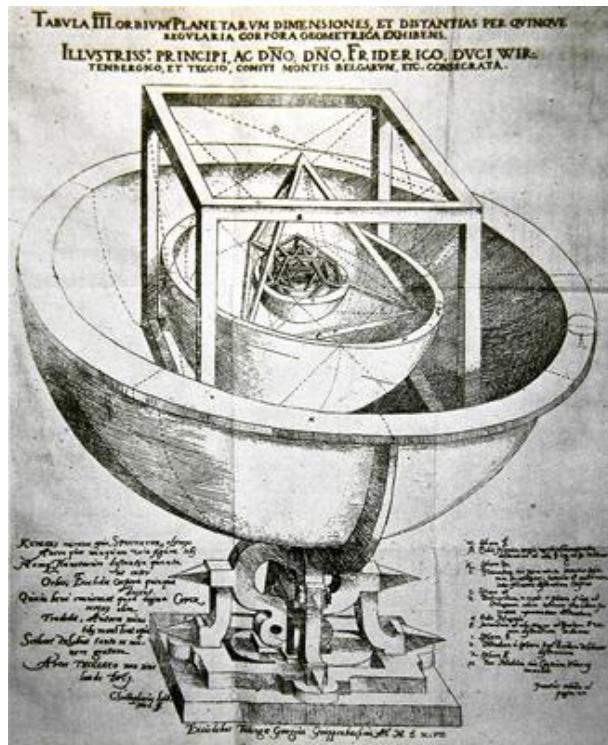


Figura 7 – Modelo de Kepler para os sólidos platônicos, descrito em seu livro *Mysterium Cosmographicum*. Fonte: (ASSUNçãO, 2010)

desde cedo. Durante o período da graduação, estudou filosofia e conheceu pela primeira vez o sistema copernicano. Porém, antes de se graduar, foi enviado a Graz para ocupar o cargo de matemático do distrito e para confecção de calendários.

Em 1595, atuando como professor de matemática, Kepler pensa em tentar explicar a arquitetura do universo através dos sólidos regulares de Platão. Imaginou que as esferas inscritas nesses sólidos poderiam definir as órbitas planetárias. Além disso, postula a hipótese de que o Sol exerceria uma força nos planetas de modo que, à medida em que as distâncias planetárias aumentassem, seus períodos orbitais também aumentariam.

Em 1600, Tycho Brahe, era astrônomo imperial, e convidou Kepler para se juntar a ele. O matemático imperial deu a ele a tarefa determinar a órbita de Marte, afastando Kepler de suas investigações anteriores. No entanto, no ano seguinte, Tycho faleceu repentinamente e Kepler assumiu seu cargo e também a possibilidade de trabalhar com os dados obtidos pelo falecido.

Mesmo após a morte de Thyco Brahe, Kepler também teve a oportunidade de continuar dedicado ao trabalho sobre a órbita de Marte, partindo do pressuposto de que as órbitas eram circulares. Depois de realizar muitos cálculos, encontra uma diferença de 8' para a posição do planeta, o que para ele era inadmissível. Reiniciou o trabalho com novos pressupostos: 1) referenciar as medidas em relação à posição do Sol e 2) considerar o Sol como centro da força atuante sobre os planetas. Como as distâncias variavam, então essa força também variava. Assim, ele resolveu o porquê dos planetas se moverem mais

rapidamente no periélio, ficando ainda com a questão de como determinar a posição dos planetas. Ele dividiu um círculo com um número infinitos de triângulos, e chegou à segunda lei. Depois teve de admitir que a órbita marciana poderia não ser circular, pensando numa geometria ovalada, chegando à forma da elipse. Nesse ponto, ele encontra a primeira lei.

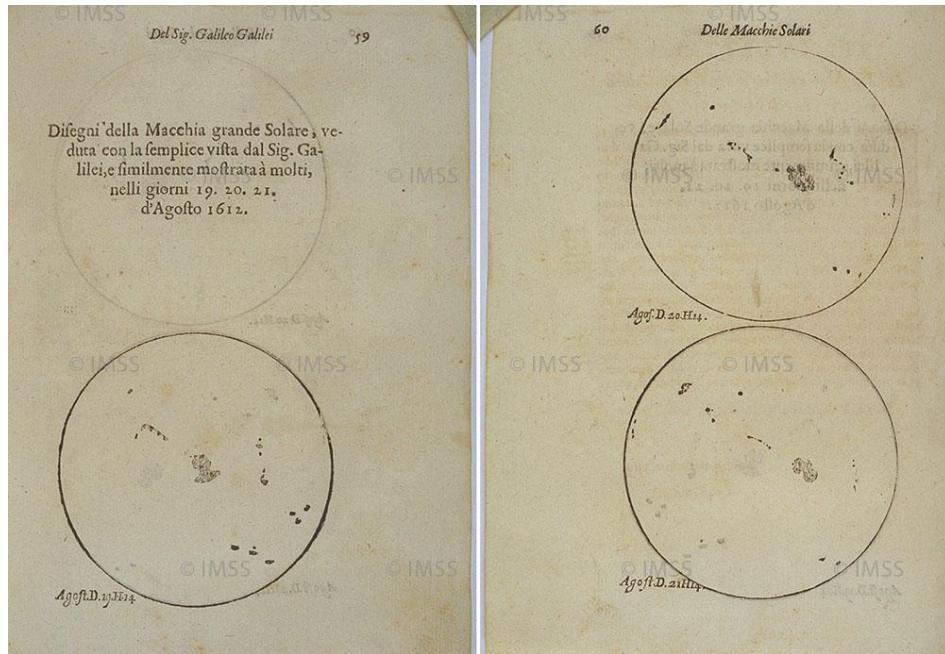
Em maio de 1612, foi para Linz trabalhar como matemático do distrito e professor. Nesse período ele busca compreender a harmonia celeste tendo sempre em conta as ideias teológicas e geométricas. E é justamente nessa etapa que ele descobre a terceira e última lei. No mês de novembro do mesmo ano, adoece e falece aos 59 anos.

2.1.3 Galileu Galilei

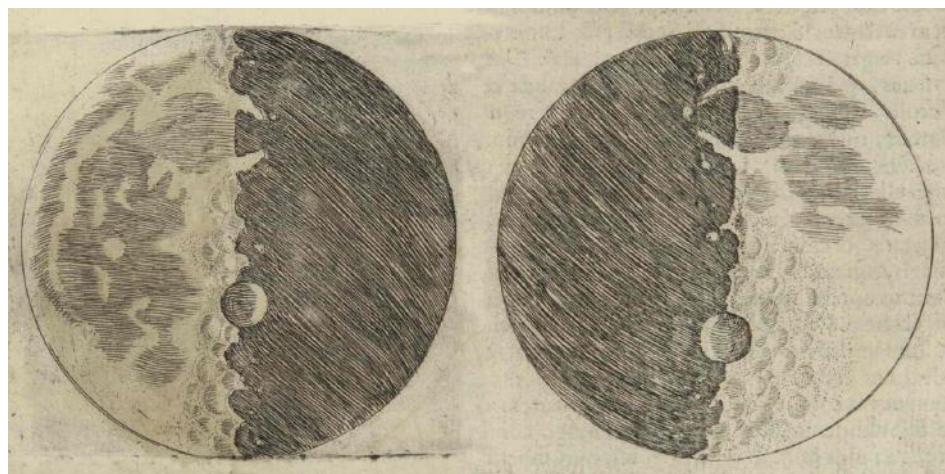
Este importante personagem foi chamado de pai da física moderna experimental e da astronomia telescópica (KEPLER SARAIVA, 2014). Ao tomar conhecimento de um dispositivo inventado na Holanda que era utilizado para observar navegações distantes, Galileu teve a brilhante ideia de usar a ferramenta para observar o céu. Desenvolveu sua primeira luneta e passou a registrar através de desenhos suas observações. Esse foi o início da astronomia instrumental.

Dentre suas principais descobertas, Galileu mostrou que a Lua não era uma esfera perfeita, desenhando as crateras lunares, observou manchas na superfície do Sol e descobriu 4 satélites naturais de Júpiter (Io, Europa, Ganimedes e Calisto). O cientista também se dedicou na observação do planeta Vênus, mediante à qual, percebe que também possui fases como a Lua: fase meio iluminada (longe do Sol), crescente ou cheia (perto do Sol) (WIKIPEDIA, 2020). Assim, ao constatar o movimento de astros ao redor de outro planeta, ficou mais evidente que o Sol seria o centro do sistema planetário, confirmando a teoria defendida por Copérnico (DINIZ, 2022).

Em 1610, Galileu publicou seus achados em um livreto chamado "*Sidereus Nuncius*", que é considerado a primeira publicação astronômica com observações telescópicas. Alguns desses registros podem ser vistos nas figuras [8a](#), [8b](#) e [9](#).



(a) Registros das Manchas solares feitas por Galileu.



(b) Observações da Lua feita por Galileu. Ele identificou que a superfície lunar é irregular, com crateras e morros.

Figura 8 – Extratos da obra *Sidereus Nuncius* publicada em 1610 por Galileu. Fonte: (GALILEO, 1610)



Figura 9 – Registros das 4 lua de Júpiter feita por Galileo. Fonte: (GALILEO, 1610)

Em carta a Juliano Médicis em 1611, Galileu descreve duas importantes conclusões:

1. "Os planetas não emitem luz e refletem a luz do Sol.
2. É absolutamente necessário que Vênus gire em torno do Sol, assim como Mercúrio e todos os outros planetas, coisa que os Pitagóricos, Copérnico, Kepler e eu estávamos convencidos, mas da qual não tínhamos a prova tangível que temos agora, no que se refere a Mercúrio e Vênus.

Kepler e os outros copernicanos poderão se orgulhar de terem acreditado no que era correto acreditar e de ter filosofado bem, ainda que a totalidade dos filósofos *in libris* nos tenha julgado e continuará a julgar ignorantes e quase loucos".

Os filósofos que adotavam a obra de Aristóteles como verdade definitiva, acima dos resultados experimentais, eram chamados de filósofos *in libris* por Galileu.

(DINIZ, 2022)

Em 1612, Galileu foi acusado pela inquisição de "subverter a filosofia natural e aristotélica e as Sagradas Escrituras" (fonte: (DINIZ, 2022)). Frente a esse cenário hostil, ele prefere entrar em silêncio e retoma suas pesquisas alguns anos depois, quando um novo papa é eleito. Este deu aval para o cientista retomar seus estudos desde que somente pela via estrita da matemática, sem menção à realidade. No entanto, ele novamente é visto como ameaça às ideologias cristãs e é julgado pela Santa Inquisição como sendo verdadeiramente copernicano. Já com seus 70 anos, recebeu a pena de prisão domiciliar.

Nessa época, e já cego, ainda escreve um livro no qual lança as bases da mecânica newtoniana onde aborda o movimento dos corpos. Ele falece em 1642.

2.1.4 Isaac Newton

"Platão é meu amigo, Aristóteles é meu amigo, mas minha melhor amiga é a verdade"

Isaac Newton

Em 1561 Newton entrou no *Trinity College Cambridge* com a meta de se tornar advogado. No entanto, entrou em contato com as astronomia de Copérnico, os estudos de Galileu e a óptica de Kepler (fonte: (CANTAO, 2024)). Não se sabe ao certo o motivo, mas ele se dedicou bastante aos estudos em matemática e geometria. Ele recebe seu bacharelado em 1665 e depois disso passou dois anos em casa pois a universidade fechou devido a peste,

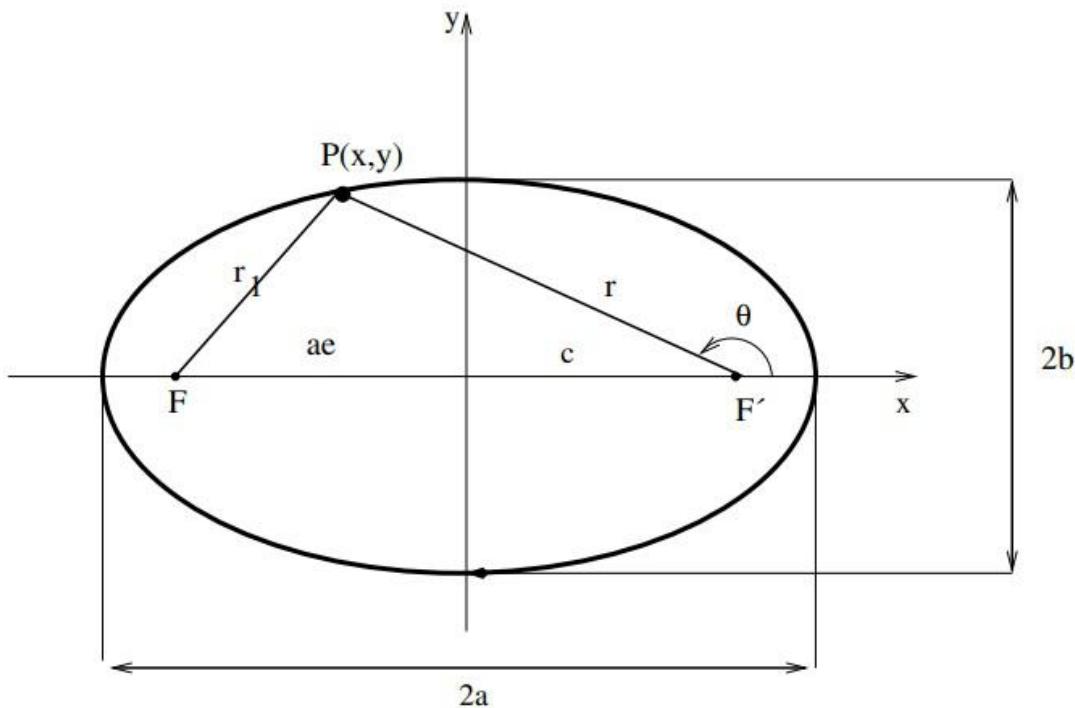


Figura 10 – Elipse. Ângulos e distâncias dentro da elipse que descrevem as órbitas dos planetas. r : posição do astro, θ : anomalia verdadeira, a : semi-eixo maior, e : excentricidade, b : semi-eixo menor (KEPLER SARAIVA, 2014)

quando lança as bases para o Cálculo Diferencial Integral.

Quando a faculdade reabriu ele voltou como professor e dois anos depois, adquiriu o grau de mestre. Em 1672, foi eleito membro da *Royal Society* e publicou seu primeiro trabalho sobre cor e luz. Em 1687 Newton publicou o *Principia*, onde chega à lei da gravitação universal e descreve a órbita terrestre com o experimento da bola de canhão.

Ele ainda foi eleito (1703) como presidente da *Royal Society* e re-eleito nos dois anos seguintes, quando faleceu. A rainha Anne o condecorou como cavaleiro em 1705.

2.1.5 As Leis Fundamentais da Mecânica Celeste

A partir dos dados de Tycho Brahe, Kepler deduziu as leis ganharam seu nome e compõem o grupo de leis fundamentais da mecânica celeste. Seguem abaixo:

Lei das órbitas elípticas (1609): a órbita de cada planeta é uma elipse, com o Sol em um dos focos.

Assim, encontra-se a posição do objeto dentro de uma trajetória elíptica de acordo com a seguinte equação em coordenadas polares:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{(1 + e \cos(\theta))} \quad (2.1)$$

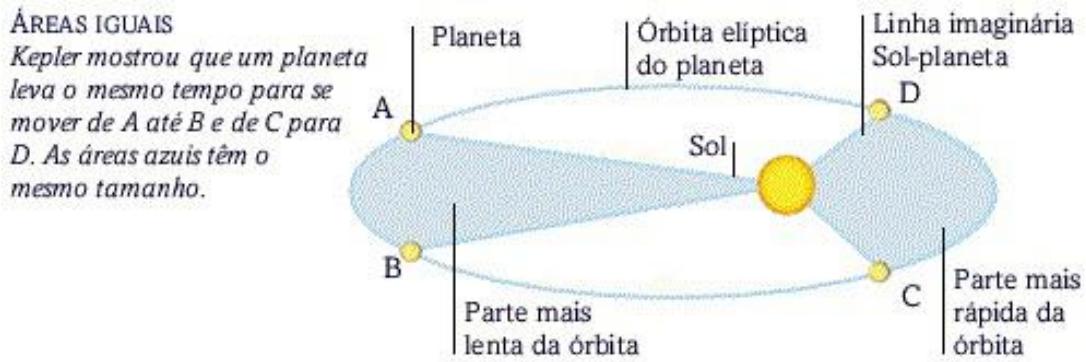


Figura 11 – Lei das Áreas: 2^a Lei de Kepler. (UFRGS,)

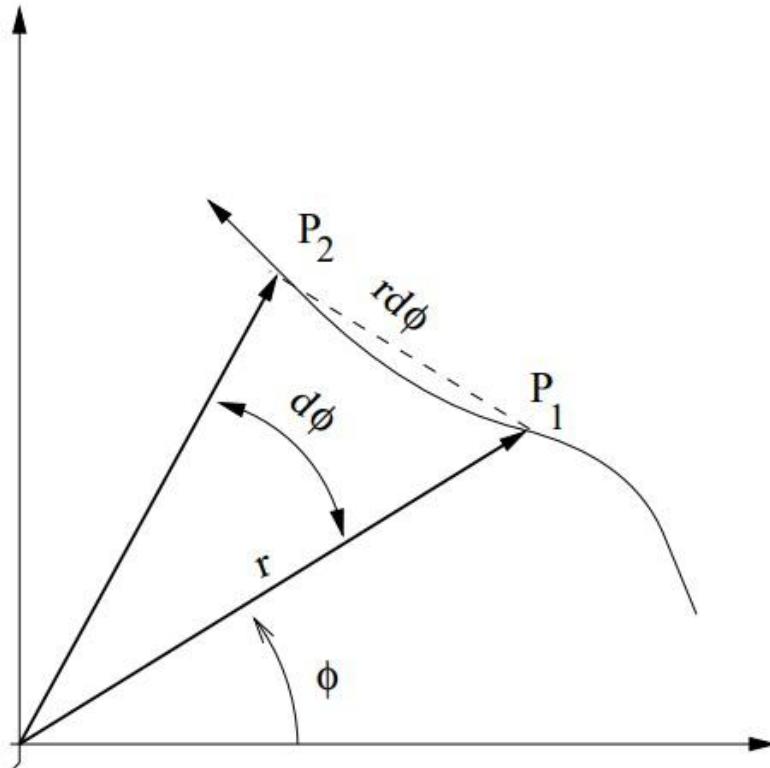


Figura 12 – Trajetória em coordenadas polares. O astro percorre as posições P1 a P2, com uma variação angular de $d\Phi$. (KEPLER SARAIVA, 2014)

Onde a é o semi-eixo maior, e é a excentricidade e θ é a anomalia verdadeira (ângulo entre o foco e o vetor posição r).

Lei da áreas (1609): a reta unindo o planeta ao Sol varre áreas iguais em tempos iguais.

Esta lei é uma consequência da lei de conservação do momento angular. De onde temos que, em coordenadas polares:

$$\frac{dA}{dt} = \frac{h}{2} \quad (2.2)$$

Nesta equação, A é a área percorrida, t é o tempo, r é a posição do astro, e a constante $h = r^2\dot{\Phi}$ (figura 12).

Esta lei implica que quanto mais distante do Sol o planeta está, mais devagar ele vai percorrer sua órbita e vice-versa.

Lei harmônica (1618): o quadrado do período orbital dos planetas é diretamente proporcional ao cubo de sua distância média ao Sol.

$$P^2 = Ka^3 \quad (2.3)$$

Na terceira lei, P é o período sideral do planeta, a é o semi-eixo maior de sua órbita e K uma constante. Abaixo podemos ver que ela depende da constante gravitacional (G) e das somas das massas dos corpos.

$$K = \frac{4\pi^2}{G(m+M)} \quad (2.4)$$

Desta lei é estabelecido que planetas com órbitas grandes fazem sua revolução em um tempo mais lento e vice-versa.

Lei da Gravitação Universal:

Enquanto Kepler quis descrever como os planetas se movem ao redor do Sol, Newton buscou explicar porquê eles se movem dessa maneira. Ele imaginou que existia uma força de atração entre os corpos, e ela seria responsável pelo movimento dos planetas ao redor do Sol. Reduzindo as leis de Kepler para o caso de uma órbita circular, ou seja, com o Sol no centro e os planetas percorrendo uma trajetória de distância fixa, ele chegou na lei universal da gravitação 2.5:

$$F = -\frac{GMm}{r^2} \quad (2.5)$$

Onde F é a força gravitacional, r a distância entre os dois corpos, M a massa do corpo maior, m a massa do corpo menor e G a constante gravitacional.

Embora, as leis de Kepler (que podem ser deduzidas formalmente através da lei da gravitação universal) e Newton tenham sido desenvolvidas para explicar o movimento dos astros naturais, elas também se aplicam aos corpos artificiais que venham orbitar um corpo central, como o caso dos objetos em órbita da Terra.

Se fosse possível isolar um sistema de 2 corpos, por exemplo Sol-planeta ou Terra-satélite, a lei da gravitação de Newton descreveria o movimento do corpo de menor

massa com precisão. Porém, em ambos os casos há outros fatores que interferem na dinâmica orbital dos corpos. Conforme veremos adiante.

2.2 A conquista Espacial

Viagem espacial faz parte do imaginário humano há muito tempo. Na ficção, de acordo com TURNER, a primeira publicação sobre a exploração do espaço foi feita por um escritor sírio chamado Lucian de Samósata.

No início do século XX, 3 cientistas trabalhavam de forma independente para desenvolver a ciência de foguetes: o russo Konstantin Tsiolkovsky, o americano Robert Goddard e o alemão Hermann Oberth.

Conforme mencionado no capítulo 1, Tsiolkovsky foi responsável pelo desenvolvimento da equação que demonstrava a velocidade necessária para escapar da gravidade terrestre.

Em paralelo, Goddard desenvolvia sua pesquisa e em 1926, construiu o primeiro foguete com combustível líquido. Ele é considerado o pai do programa espacial americano. Ele também foi responsável pelo desenvolvimento dos mísseis de longo alcance, posteriormente usados em guerras.

O alemão, Hermann Oberth também desenvolvia sua pesquisa e em 1923 publicou um texto intitulado "O foguete para o espaço interplanetário". Alguns anos depois, a Alemanha criou a sociedade para viagem espacial e Oberth foi o líder do projeto.

Esse desenvolvimento científico tornou-se cada vez mais conhecido e passou a inspirar a arte e o cinema. Fascinado pelo assunto após ter contato com uma obra de ficção, Arthur C. Clarke passou a imaginar que outras aplicações poderiam ser feitas no espaço.

Após se formar em física e matemática, esteve envolvido no desenvolvimento de tecnologia de radar. Em 1945, ele publicou o artigo sobre comunicação via satélites, apresentando a ideia de que todo o globo poderia se comunicar usando estações ao redor da Terra. Ele ilustrou que o planeta poderia ser coberto com 3 satélites em órbita geoestacionária, conforme ilustrado na figura 13.

Embora outros países tenham desenvolvido pesquisa espacial, foram as duas maiores potências pós segunda guerra mundial que avançaram, mais por motivos geopolíticos do que técnicos ou científicos.

EUA e URSS iniciaram a construção de foguetes e mísseis logo após a segunda guerra. Enquanto que um míssil poderia ter efeitos catastróficos, a conquista do espaço era uma forma pacífica de demonstrar superioridade científica e tecnológica. Além disso, um satélite abria a possibilidade de vigiar o inimigo do espaço. Assim começou a corrida

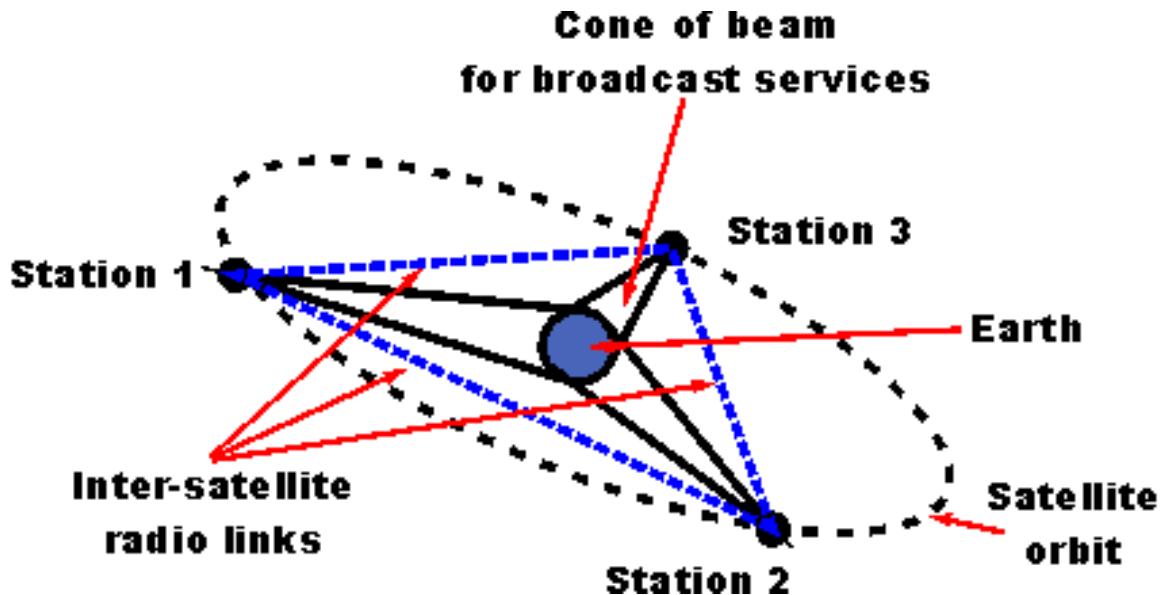


Figura 13 – Demonstração publicada por Arthur C. Clarke de como o globo terrestre poderia se comunicar com 3 satélites geoestacionários. Fonte: (CLARKE, 1945)

espacial.

A cada primeira conquista, uma das potências se sentia superior à outra. A URSS lançou com sucesso o primeiro satélite, ainda que tenha sido apenas experimental, esse foi o primeiro marco na corrida espacial. Após esse marco, o governo americano aprovou a criação da agência espacial americana: NASA (National Aeronautics and Space Administration).

O programa espacial soviético planejou o lançamento de 4 satélites Sputniks. No segundo lançamento, o Sputnik 2 levou a bordo a cadelu Laika, primeiro ser vivo a orbitar a Terra. Os demais satélites, tinham objetivos de testar a reação de micro-organismos e efeitos da radiação espacial.

Até o lançamento do Telstar 1, a população espacial era de 340 objetos catalogados, mas somente 117 eram cargas úteis. Do total de objetos, 287 eram americanos, 52 soviéticos e apenas 1 do Reino Unido. Ou seja, desde o início da exploração espacial havia mais lixo do que objetos operacionais. É importante ressaltar, que sempre houve um grande número de objetos não catalogados devido às limitações de rastreio de objetos pequenos.

Embora tenha largado atrás, EUA realizou um feito notável com seu primeiro satélite, o Explorer I: a confirmação da existência do cinturão de Van Allen.

Os soviéticos também tiveram a primeira missão lunar de sucesso. A Luna 2 foi lançada em 12 de setembro de 1959 e atingiu a superfície lunar 2 dias depois.

Ainda que os primeiros anos da exploração espacial tenham sido dominados

por missões científicas, não demorou muito para que os satélites começassem a ser usados para finalidades comerciais.

Em 1960, foi lançado o primeiro satélite usado para retransmitir sinal de comunicação. O Courier tinha um repetidor ativo. Em 1962, os americanos lançaram o Telstar 1 dando início às comunicações via satélite. Ele fez a primeira transmissão ao vivo de sinal de TV aberta entre EUA e Europa.



Figura 14 – Ilustração do Telstar 1. Primeiro satélite a ser usado para transmitir sinal de telecomunicações em banda larga. fonte:(WILLIAMS, 2024)

Dos 340 objetos catalogados e rastreados até o lançamento do Telstar 1, 117 eram cargas úteis, sendo 93 americanos, 23 soviéticos 1 um do Reino Unido. Porém, com o sucesso das missões iniciais, outros países passaram a explorar o espaço e usar esse recurso para finalidades diversas. Atualmente, 119 países já lançaram algum objeto ao espaço. Na tabela 3 temos as 10 nações que mais enviaram artefatos para fora da Terra. De acordo

Nome	Órbita	Lançamento	Status
VCUB1	LEO	15/04/2023	Operacional
AMAZONAS NEXUS	GEO	07/02/2023	Operacional
ICEYE-X19	LEO	25/05/2022	Operacional
ICEYE-X18	LEO	25/05/2022	Operacional
ALFACRUX	LEO	01/04/2022	Operacional
STARONE D2	GEO	30/07/2021	Operacional
AMAZONIA 1	GEO	28/02/2021	Operacional
ITASAT	LEO	03/12/2018	Operacional
AMAZONAS 5	GEO	09/11/2017	Operacional
SGDC	GEO	04/05/2017	Operacional
STARONE D1	GEO	21/12/2016	Operacional
STARONE C4	GEO	15/07/2015	Operacional
NANOSAT C BR1	LEO	19/06/2014	Operacional
AMAZONAS 4A	GEO	22/03/2014	Operacional
AMAZONAS 3	GEO	07/02/2013	Operacional
STARONE C3	GEO	10/11/2012	Operacional
AMAZONAS 2	GEO	30/09/2009	Operacional
STAR ONE C2	GEO	18/04/2008	Operacional
STAR ONE C1	GEO	04/08/2004	Deorbitado
AMAZONAS	GEO	30/09/2009	Operacional
BRAZILSAT B4	GEO	17/08/2000	Deorbitado
SACI 1	LEO	14/10/1999	Desativado
SERPENS	LEO	20/11/1998	decaído
AESP 14	LEO	20/11/1998	decaído
TANCREDO 1	LEO	20/11/1998	decaído
SCD 2	LEO	23/10/1998	Operacional
BRAZILSAT B3	GEO	04/02/1998	Deorbitado
BRAZILSAT B2	GEO	28/03/1995	Deorbitado
BRAZILSAT B1	GEO	10/08/1994	Deorbitado
SCD 1	LEO	09/02/1993	Operacional
OSCAR 17(DOVE)	LEO	22/01/1990	Desativado
BRAZILSAT 2	GEO	28/03/1986	Deorbitado
BRAZILSAT 1	GEO	08/02/1985	Deorbitado

Tabela 2 – Lista dos satélites registrados como brasileiros na principal base de dados de rastreamento de objetos no espaço. Destaque para o satélite Oscar 17 que é o único satélite no mundo registrado em nome de uma pessoa física. Esse satélite foi construído e lançado através de um projeto sócio-educacional desenvolvido pelo engenheiro e professor Júnior Torres de Castro, mais informações em (ZURITA, 2021). ((KELSO, 1988))

com a base de dados do (KELSO, 1988), o Brasil, ocupa a 23^a posição com 33 objetos lançados. Na tabela 2, temos a lista de todos os satélites registrados como brasileiros.

Esses objetos estão distribuídos em 3 regiões ao redor da Terra. Vamos ver as características de cada uma delas na seção a seguir.

País	Objetos em órbita	Decaídos	Total
URSS	6907	18017	24924
USA	13448	8968	22416
China	5865	2419	8284
França	632	804	1436
Japão	312	540	852
Índia	195	549	744
Reino Unido	698	28	726
ESA	128	47	175
Alemanha	81	35	116
Canadá	77	24	101

Tabela 3 – Lista dos 10 países que mais lançaram objetos ao espaço. Nessa tabela, estão contabilizados *payloads* e detritos catalogados até 22 de novembro de 2024. O total de objetos lançados e catalogados pelos 119 países, nessa mesma data, é 61893, dos quais 29820 ainda estão em órbita. (fonte: SPACE-TRACK)

2.2.1 A órbita Terrestre

Os objetos que orbitam a Terra são classificados de acordo com a altitude que estão em relação à superfície, ou o raio de suas órbitas. São 3 grandes regiões chamadas de órbita baixa, média e geoestacionária.

- LEO (Low Earth Orbit): altitude de até 2000 km. Nessa região os satélites são distribuídos por altitude e inclinação. O período orbital varia conforme a altitude. Nessa região estão, por exemplo, Estação Espacial Internacional (ISS) e o telescópio espacial Hubble;
- MEO (Medium Earth Orbit): altitude entre 2000 e 35000 km. Nessa região se concentram os satélites usados para GPS, mas atualmente já há satélites para comunicação.
- GEO (Geostationary Orbit): altitude de aproximadamente 36 000 km acima da superfície da Terra. São chamados de geoestacionários, pois nessa altitude o período orbital do satélite é igual ao período de rotação da Terra, de forma que, em relação ao planeta, os satélites nessa posição estão parados.

Na figura 15, temos uma ilustração dessas classificações.

Se a Terra fosse uma esfera perfeita, com distribuição homogênea de massa e o sistema Terra-satélite fosse isolado, ao ponto de não sofrer outras forças atuantes sobre ele, apenas com a força gravitacional seria possível calcular a altitude e movimento de cada satélite. Porém, como veremos no próximo capítulo, há diversos fatores que tornam essa dinâmica mais complexa.



Figura 15 – Ilustração da órbita terrestre e as 3 altitudes principais: LEO, MEO e GEO.

As forças adicionais que perturbam as órbitas dos satélites fazem com que eles saiam de suas posições nominais. Para evitar que isso ocorra, manobras de correção orbital são aplicadas ao longo de toda a vida do satélite para que ele se movimente dentro de uma área fixa que não permita que haja perda de sinal na superfície do planeta e nem interferência ou aproximação arriscada com os demais satélites.

Para executar essas correções, é utilizado combustível que vai a bordo do satélite. É a quantidade desse combustível que vai determinar por quanto tempo o satélite ficará em operação. Ao fim de sua vida útil, ele deve ser desativado e retirado daquela órbita.

Os satélites ativos têm suas posições determinadas através da coleta de dados feita por estações de controle. Essas estações têm antenas que captam o sinal de radiofrequência do satélite. Por meio desses sinais, a distância entre a estação e o satélite é calculada. Algumas antenas medem ângulos de azimute e elevação entre o satélite e a estação. Para obtenção de uma boa órbita, é ideal que se tenha 2 estações coletando dados de distância ou 1 que colete distância e ângulos. Ao utilizar 2 estações, é possível fazer uma triangulação entre elas e o satélite, haja vista que a distância entre as estações é fixa e bem conhecida. Nesse caso, as medidas podem ser feitas de forma independente a partir de cada estação, o que é chamado de duplo range, ou fazendo o sinal percorrer o caminho $estao_{primaria} - satelite - estao_{secundaria} - satelite - estao_{primaria}$; essa técnica é chamada de TART (Turn Around Ranging Time). Na figura, 16, podemos visualizar como essas medidas são obtidas. No caso do duplo range, as distâncias são calculadas com os tempos T1 para a estação 1; e T2 para a estação 2. Quando a técnica utilizada for o TART, as distâncias serão computadas a partir de T1 para a estação 1; e $(T1 + T2)/2$ para a estação 2. A escolha entre essas duas abordagens depende dos equipamentos que poderão ser utilizados nas estações.

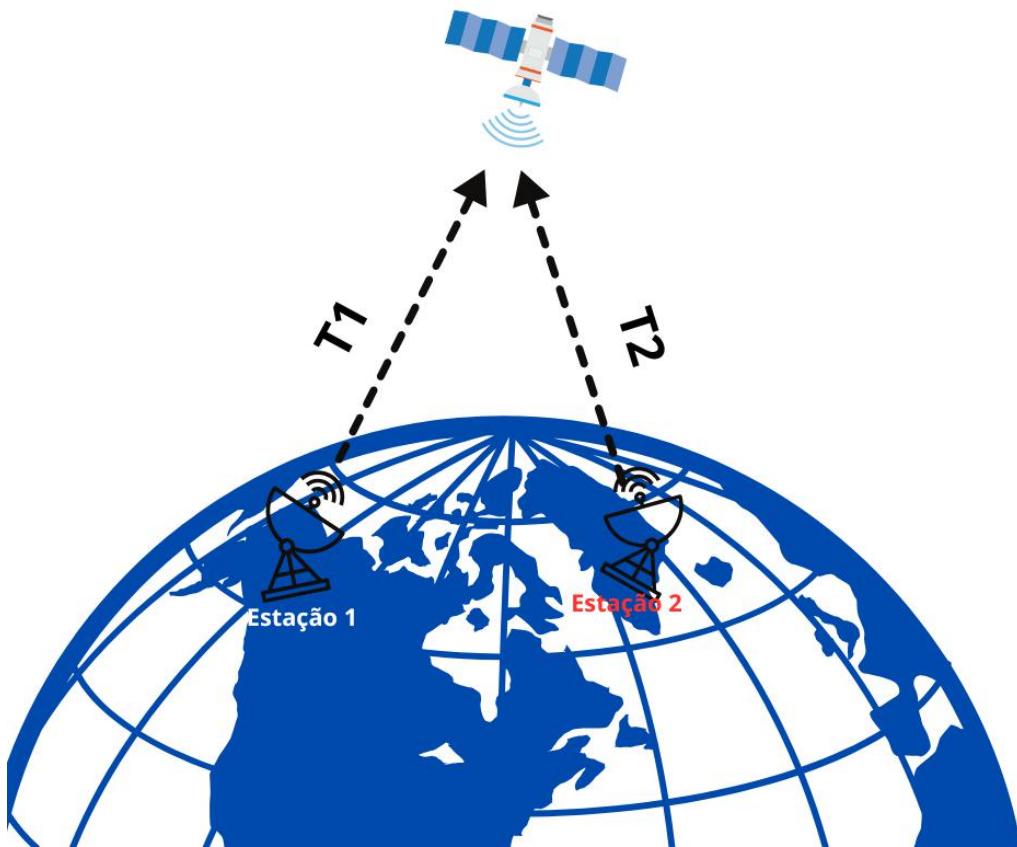


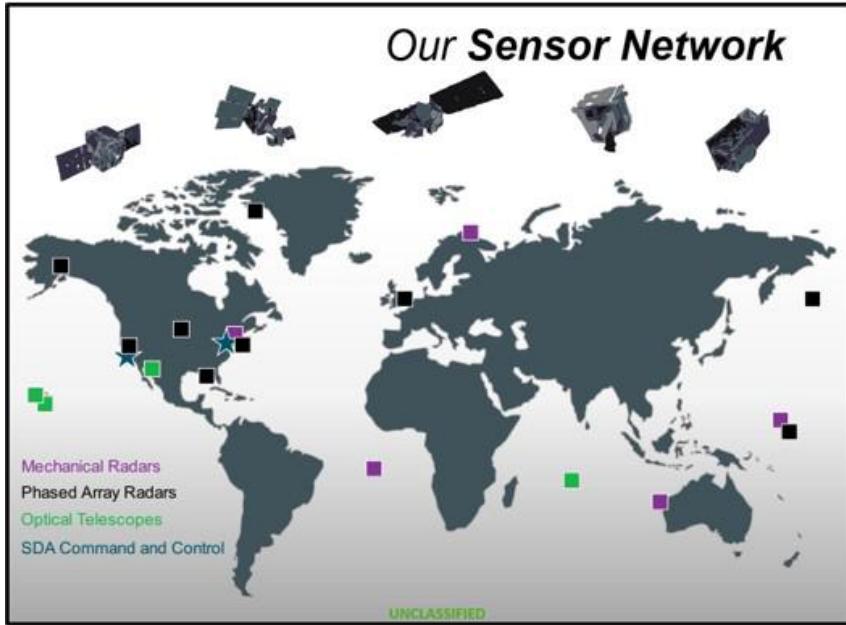
Figura 16 – Ilustração das técnicas de obtenção das medidas de distância de um satélite.

Um sinal é emitido pelo satélite e recebido em duas estação terrenas. Por ser uma onda eletromagnética, o tempo de viagem do sinal pode ser usado para calcular a distância do satélite através da equação de onda. Quando as estações processam os dados de forma independente temos a técnica de duplo ranging. Quando o sinal é percorrido de uma estação a outra temos a técnica de TART. Fonte: o autor.

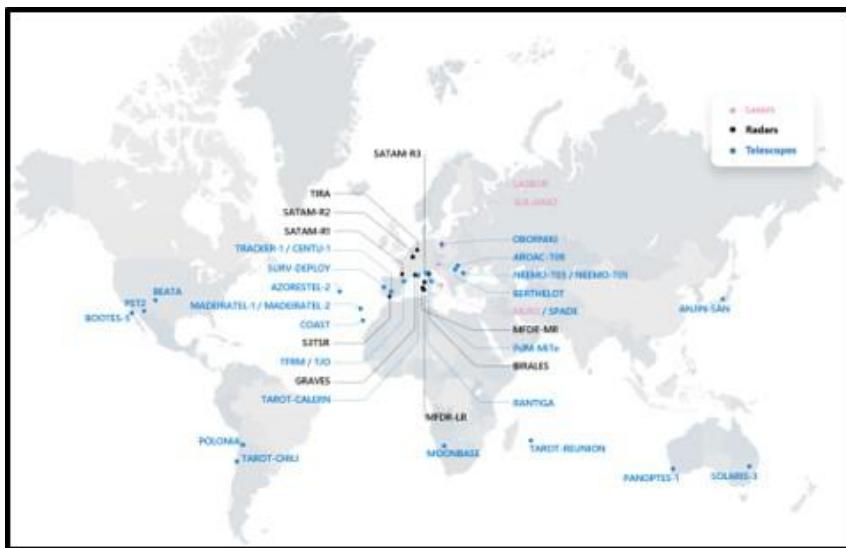
Para os satélites que não estão mais em operação, ou seja, não emitem sinal de comunicação, é preciso usar outros sistemas para rastreá-los. Redes de monitoramento usam radares, e sensores ópticos, como telescópios, para obter a posição desses objetos. A principal rede de monitoramento de objetos no espaço é gerenciada pelo departamento de defesa dos EUA. Eles disponibilizam as órbitas obtidas em um banco de dados acessível no endereço ([SPACE-TRACK, 2024](#)). Sua rede de sensores está ilustrada na figura 17a. Há uma limitação no tamanho de objetos que são capazes de rastrear em LEO, corpos com diâmetro acima de 30 cm, e em GEO acima de 1 m. Ainda assim, mantém a maior base de dados de objetos catalogados.

Há outras iniciativas de monitoramento, com o por exemplo, o projeto EUSST (European Union Space Surveillance Tracking) desenvolvido pela ESA (European Space Agency). Embora sejam capazes de rastrear um grande número de objetos, não disponibilizam os dados abertamente. Há outras iniciativas comerciais que prestam serviço de rastreio tanto de objetos ativos quanto de inativos. Nas figuras 17a e 17b temos a rede de

sensores dessas duas instituições.



(a) Rede de sensores para monitoramento dos objetos em torno da Terra gerenciados pelo departamento de defesa americana. fonte: (SPACE-TRACK, 2024)



(b) Rede de sensores para monitoramento dos objetos em torno da Terra gerenciados pela ESA. fonte: (EUSST, 2024b)

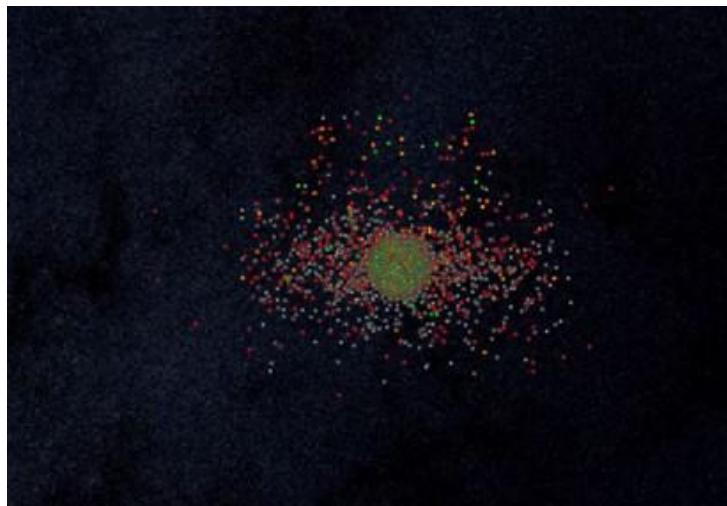
Figura 17 – Redes de sensores de monitoramento da órbita terrestre americana e européia.

Nas órbitas LEO e MEO, os satélites são distribuídos em planos orbitais de diferentes altitudes e inclinações. Já na órbita GEO, eles estão alinhados no plano equatorial terrestre e são distribuídos por longitudes.

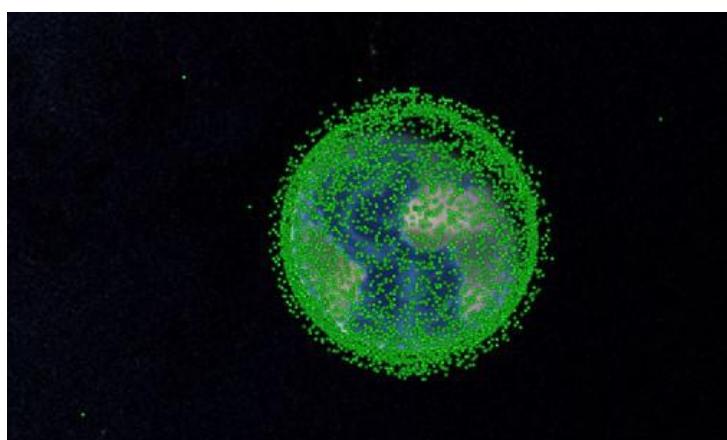
Em todos os casos, as posições orbitais são recursos limitados e quanto mais objetos são colocados, maior o risco de colisões entre eles. Na órbita baixa, dos 23602 objetos catalogados em setembro de 2024, 9513 são satélites ativos. Já na região intermediária, na

mesma época, eram 1066 registrados e apenas 188 ativos. Por fim, o arco geoestacionário registrava 1714 corpos, sendo 584 operacionais.

Nas figuras 18a, 19a e 20a temos um resumo ilustrativo dos cenários nos diferentes regimes orbitais. Os dados usados nessas imagens foram extraídos do (COMSPOC, 2024) em novembro de 2024. Apesar da figura estar fora de escola, é evidente que a órbita terrestre está bastante congestionada.

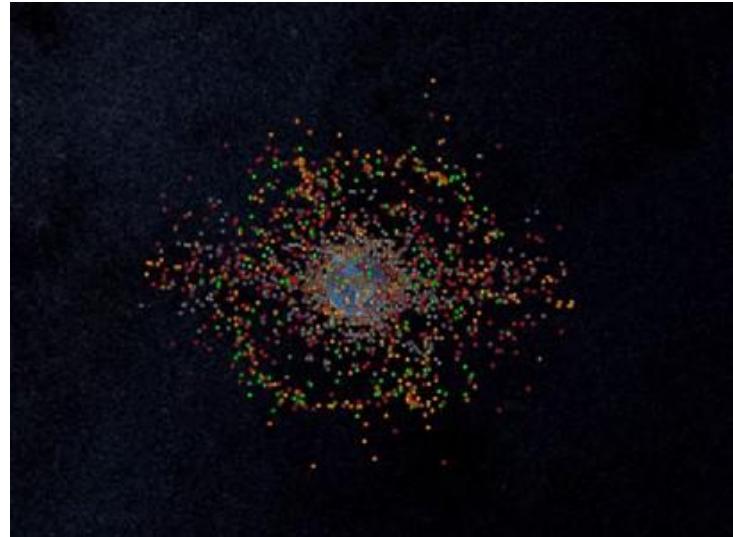


(a) Catálogo de objetos em LEO. Em novembro de 2024 eram 23409. fonte: (COMSPOC, 2024)

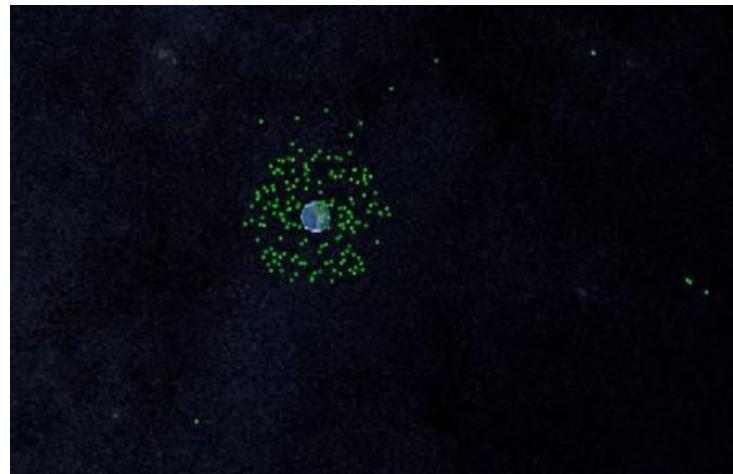


(b) Objetos em LEO ativos em novembro de 2024. Do total de 9702, 6655 são da constelação Starlink.

Figura 18 – Visualização da população espacial em órbita baixa. Os pontos verdes representam os objetos ativos e os vermelhos os inativos.



(a) Catálogo de objetos em MEO. Em novembro de 2024 eram 1207. fonte: (COMSPOC, 2024)



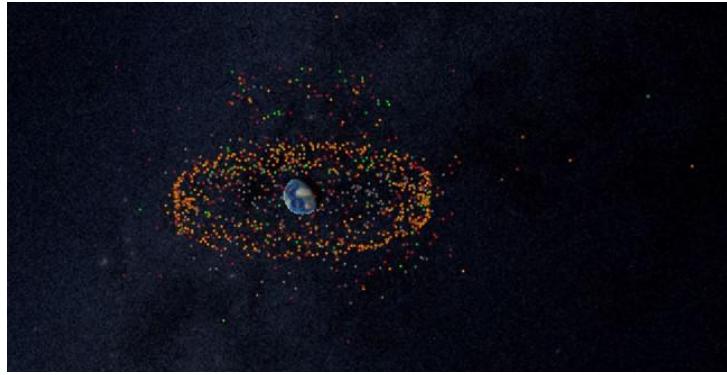
(b) Objetos em MEO ativos em novembro de 2024. 1155 objetos.

Figura 19 – Visualização da população espacial em órbita média. Os pontos verdes representam os objetos ativos e os vermelhos os inativos.

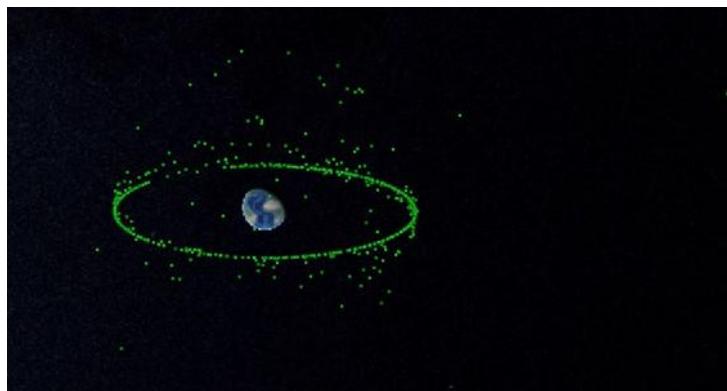
Apesar da região de órbita baixa ser a mais povoada, é evidente que em qualquer altitude há mais objetos desativados do que ativos. Esse é, atualmente, um dos principais desafios do setor espacial. A demanda pelo uso de serviços via satélite cresce cada vez mais. Sobretudo para conectividade, por isso vem surgindo mega constelações em órbita baixa. Só a empresa SpaceX já lançou 6655 satélites, para compor sua constelação Starlink. E ela pretende lançar mais de 30 000 astros.

Atualmente, há algumas iniciativas para remoção dos objetos que são considerados lixo espacial, para que o uso do espaço continue sustentável. Porém, esses projetos serão mais promissores para a região LEO, de onde é viável remover objetos. Para a órbita MEO e GEO as medidas são de redução de danos.

As principais medidas para minimizar os efeitos da super-população na órbita



(a) Catálogo de objetos em GEO. Em novembro de 2024 eram 1155. fonte: (COMSPOC, 2024)



(b) Objetos em GEO ativos em novembro de 2024. Do total de 1155, 619 são satélites operacionais.

Figura 20 – Visualização da população espacial em órbita geoestacionária. Os pontos verdes representam os objetos ativos e os vermelhos os inativos.

terrestre são as técnicas chamadas de *reorbit* e *deorbit*.

O *reorbit* é aplicável aos satélites da órbita geoestacionária. Ela consiste em alterar a órbita do satélite ao fim de sua vida útil, para uma órbita chamada de cemitério. Essa nova órbita depende de alguns parâmetros do satélite, mas é em torno de 300 km acima do raio geoestacionário e deve ser suficiente para garantir que o satélite não volte à altitude inicial por pelo menos 100 anos. A rigor, ela é calculada pela equação 2.6. Na figura 21 temos uma ilustração desse processo.

$$H = 235 + (1000 C_R A/M) \text{km} \quad (2.6)$$

altitude do *reorbit*

Onde C_R é o coeficiente de refletividade do satélite;

A = é sua área;

M = sua massa.

Já o *deorbit* é uma técnica aplicada aos satélites de órbita baixa que requer

que ao fim da vida eles sejam manobrados para reentrar na atmosfera da Terra de forma controlada e caiam em algum região determinada. Os órgãos reguladores recomendam que esse processo de reentrada aconteça dentro de um prazo de 25 anos após o fim da vida operacional do satélite. Dessa forma, é possível aproveitar as forças naturais para economizar combustível do satélite. Na figura 22 temos uma esquematização dessa sequência de manobras.

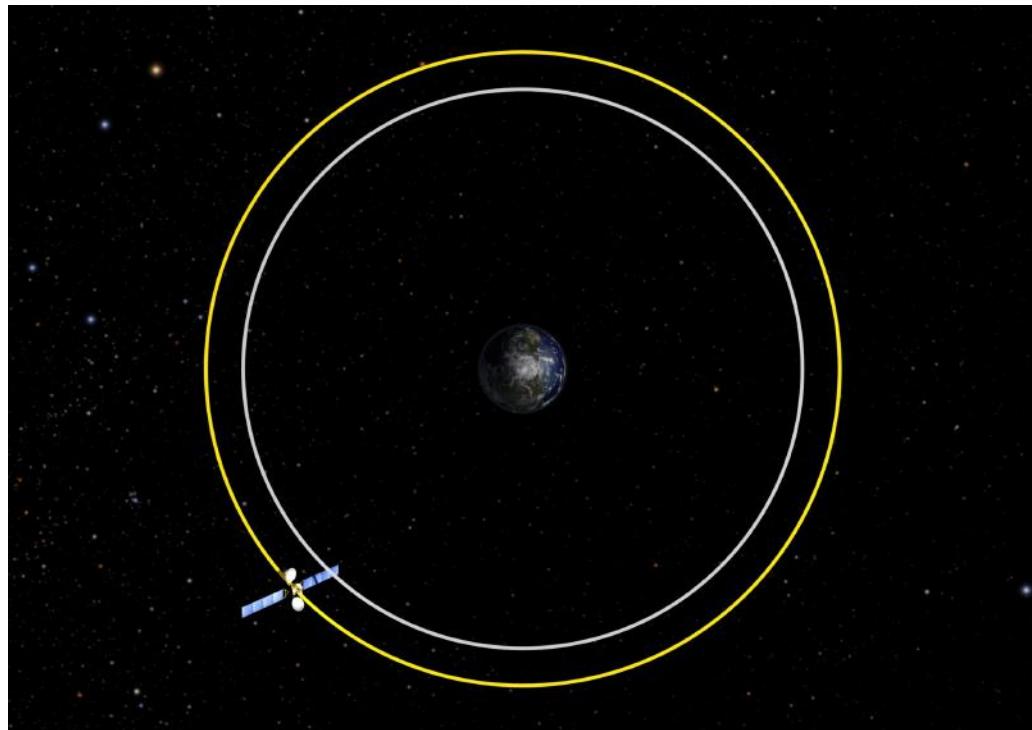


Figura 21 – Ilustração da retirada de órbita de um satélite geoestacionário. A técnica chamada de *reorbit* eleva o raio da órbita para cerca de 300 km acima do rio geoestacionário, a fim de garantir que o satélite não volte à sua posição inicial.

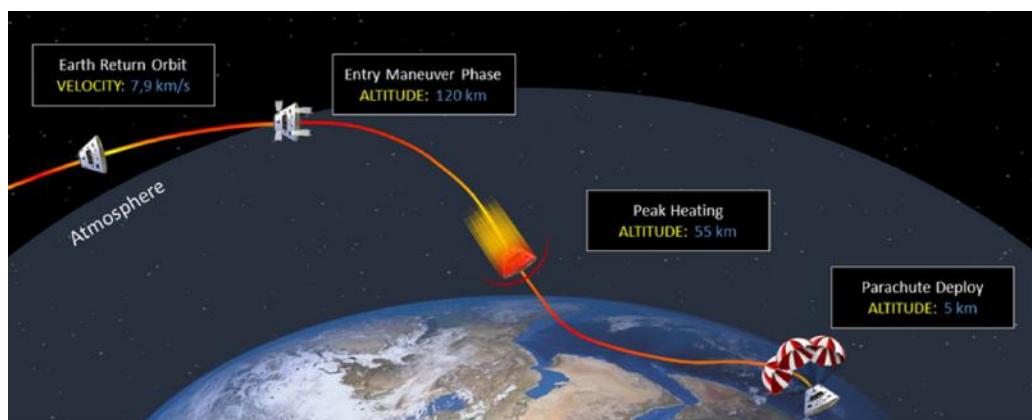


Figura 22 – Ilustração da reentrada de um satélite de órbita baixa. A técnica chamada de *deorbit* consiste em uma sequência de manobras que trazem o satélite de volta para a Terra de forma controlada e segura.

Devido à perspectiva de super congestionamento da região LEO, o órgão que

regulamenta os serviços via satélite nos EUA, o FCC (Federal Communications Commission) reduziu para 5 anos o prazo para realizar o *deorbit* para as empresas que prestam serviço no país.

Essas medidas seriam muito eficientes se todos os operadores de artefatos espaciais conseguissem realizá-las. Porém, muitos acidentes e falhas impedem que essas técnicas sejam aplicadas em 100% dos casos. De acordo com (EUSST, 2024a), a quantidade de satélites que cumprem as metas de retirada de órbita ao fim da vida está entre 40% a 95%.

De acordo com (ESA, 2024) e (EUSST, 2024a), já ocorreram mais de 650 eventos que geraram fragmentos no espaço, com uma média de 10.6 por ano nos últimos 10 anos. A maioria dessas ocorrências é na região LEO. Porém, em 19 de outubro de 2024, um satélite ativo, chamado Intelsat-33e, explodiu na órbita GEO gerando uma nuvem de detritos de 20663 objetos acima de 1 cm, apenas 500 estão sendo rastreados até o momento. Esses corpos menores apresentam riscos aos satélites operacionais, pois viajam a altas velocidades e uma colisão pode resultar em danos à estrutura do satélite ou a algum sistema que prejudique o funcionamento do artefato. Na figura 23, temos uma imagem de teste, feito pela (WUSK, 2023) para avaliar o efeito de um corpo de alumínio 1,2 cm de diâmetro ao colidir com um bloco de alumínio de 10 cm de espessura à 6,8 km/h. Podemos perceber que o efeito é significativo. Em órbita LEO as velocidades relativas de colisão podem chegar a 15 km/s, e em GEO 3 km/s, ou seja, mesmo os fragmentos pequenos podem causar sérios danos a um satélite ativo.

Cabe ressaltar que em alguns casos a geração de detritos é intencional. Apesar de constar nas recomendações internacionais que deve-se evitar a geração de detritos, alguns órgãos decidem deliberadamente testar a possibilidade de atingir um corpo no espaço. E em alguns casos acertam o alvo gerando milhares de fragmentos. De acordo com a (ESOC, 2024), já ocorreram 58 colisões intencionais. O somatório de fragmentos desses eventos ultrapassa 1 milhão de peças de 1 cm, dos quais pelo menos 8000 são confirmados ainda em órbita. Na tabela 4, estão listados alguns dos acidentes mais marcantes.

Após a colisão do Cosmos-2251 com o Iridium 33, muitas ações para prevenção de acidentes foram criadas, pois pela primeira vez um satélite operacional foi totalmente destruído por choque com um lixo espacial. O iridium 33 fazia parte de uma constelação americana de órbita baixa e foi atingido pelo satélite desativado que viajava livremente pela órbita terrestre. Apesar de ter recebido a previsão de aproximação, a empresa não conseguiu realizar uma manobra para desviar seu satélite.

A dinâmica na órbita terrestre está cada vez mais complexa. Entender a fundo os efeitos que influenciam o movimento dos corpos em torno da Terra é essencial para que possamos continuar usufruindo dos serviços tão presente na sociedade moderna e que dependem desse recurso.



Figura 23 – Resultado de uma colisão entre 1 corpo com 1,2 cm de diâmetro, à velocidade de 6,8 km/s, e um bloco de 10 cm de alumínio. O teste mostra que mesmo os pequenos corpos que orbitam a Terra podem causar sérios danos à estrutura de um satélite ativo, pois podem chegar a 15.5 km/s. fonte: (WUSK, 2023)

Evento	Data	Tipo	Objetos ainda em órbita	Objetos catalogados	Acima de 1cm
Centaur-5 SEC (Atlas V 551)	06/abr/19	Propulsão	1214	1213	194794
Fengyun 1C	11/jan/07	Intencional	3521	2854	539321
Cosmos-2251/Iridium 33	10/fev/09	Colisão	2368	1330	339089
Cosmos-1408	15/nov/21	Intencional	1793	82	215343
Intelsat 33e (IS-33e)	19/out/24	Propulsão	500	N/A	20663
USA 193	21/fev/08	Intencional	174	N/A	N/A

Tabela 4 – Alguns dos acidentes mais marcantes na história da exploração espacial. O evento chinês, Fengyun1c, foi intencional e tem o maior registro de geração de detritos. O acidente entre Cosmos-2251e Iridium 33 foi o primeiro evento com um satélite operacional. O intelsat-33 foi a primeira explosão de satélite ativo em órbita GEO. (Fonte: ESOC)

3 Efeitos Astronômicos

Se pudéssemos tratar a dinâmica de um satélite em torno da Terra como um problema de 2 corpos, a órbita de cada um deles seria facilmente determinada a partir das leis de Kepler e Newton.

Nesse caso, os elementos orbitais seriam esses:

- a : semi-eixo maior;
- e : excentricidade;
- ω : argumento do perigeu ;
- Ω : ascensão reta do nodo ascendente (ângulo entre o eixo x e a linha dos nodos, definida pela intersecção de ambos planos);
- ν : anomalia verdadeira (posição do satélite com referência no perigeu);
- i : inclinação .

Que estão ilustrados na figura 24:

Além disso, teriam o sistema de orientação espacial, ao qual chamamos de atitude. Ela é definida por 3 vetores em relação ao corpo do satélite:

- Roll: rotação do satélite em torno do vetor velocidade
- Pitch: rotação do satélite em torno do vetor normal da órbita
- Yaw: rotação sobre o vetor que aponta para o centro da Terra

Na figura 25, temos uma ilustração da atitude de um satélite.

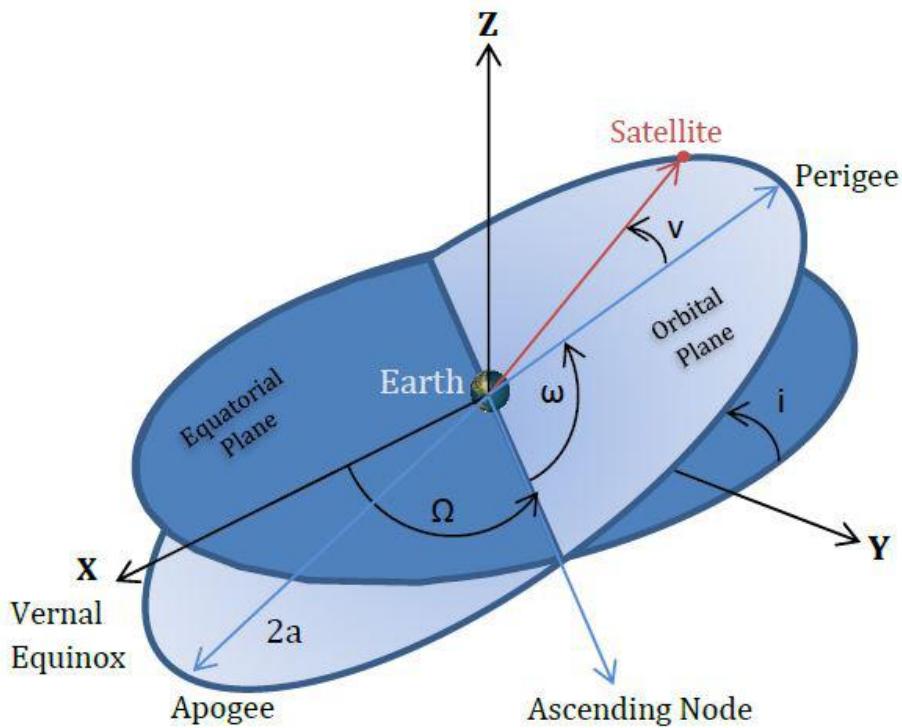


Figura 24 – Elementos Orbitais. i : inclinação; $2a$: eixo maior da órbita; $2b$: eixo menor da órbita; ω : argumento do perigeu; Ω : ascensão reta; ν : anomalia verdadeira; e : excentricidade. (DALAZOANA,)

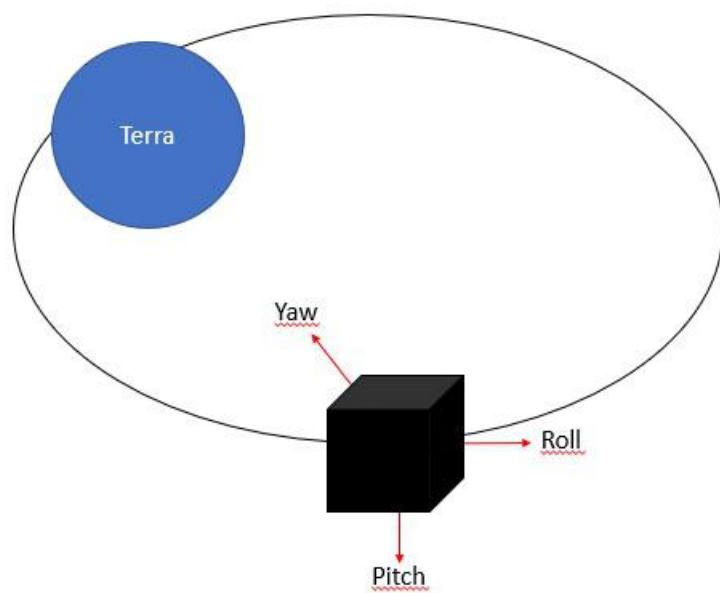


Figura 25 – Atitude: orientação espacial do satélite artificial com seus três eixos roll, pitch e yaw. (Fonte: Autora)

Porém, é preciso considerar outros efeitos que afetam a órbita dos satélites. Primeiro, é preciso levar em conta que a Terra não é uma esfera perfeita e com distribuição

de massa homogênea. Além disso, a atmosfera terrestre, a presença do Sol e da Lua influenciam o movimento dos astros artificiais também. Assim, é preciso estudar as seguintes forças:

- Arrasto atmosférico;
- Heterogeneidade terrestre;
- Gravitação Luni-Solar;
- Radiação Solar;
- Efeitos de maré.

A seguir vamos, analisar cada um deles. e posteriormente, analisar outros fenômenos astronômicos (efeitos magnéticos, pressão de radiação solar, clima espacial e impactos de alta velocidade) que nem sempre são levados em conta nos processos de estimação de órbita e controle de satélites.

3.1 Efeito Atmosférico

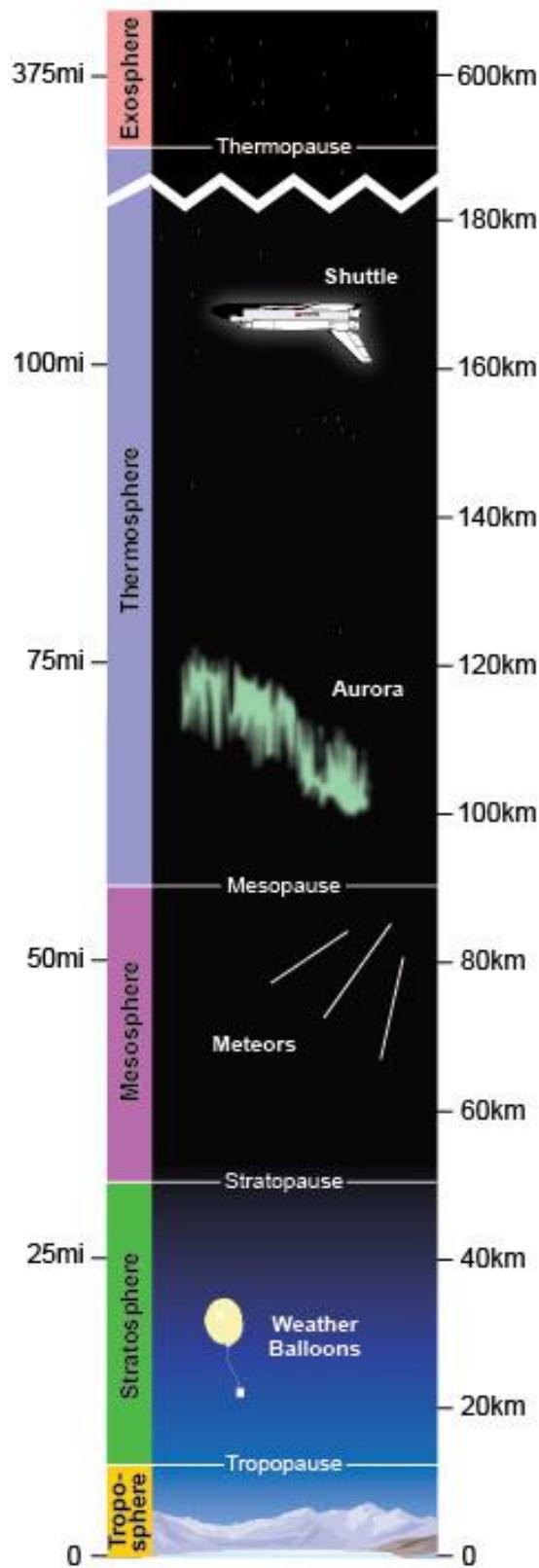
A atmosfera terrestre é dividida em camadas e gases com diferentes densidades, composições e temperaturas. São elas:

- Troposfera: a partir do solo até uma altitude de 12 km;
- Estratosfera: estende-se de 12 km até 50 km. Aqui está a camada de ozônio;
- Mesosfera: estende-se a partir da camada anterior até 80 km. É a região mais fria, podendo chegar até -100° . É onde os meteoritos se desintegram;
- Termosfera: divide sem 2, a ionosfera e a exosfera. A exosfera pode chegar até 10 000 km.

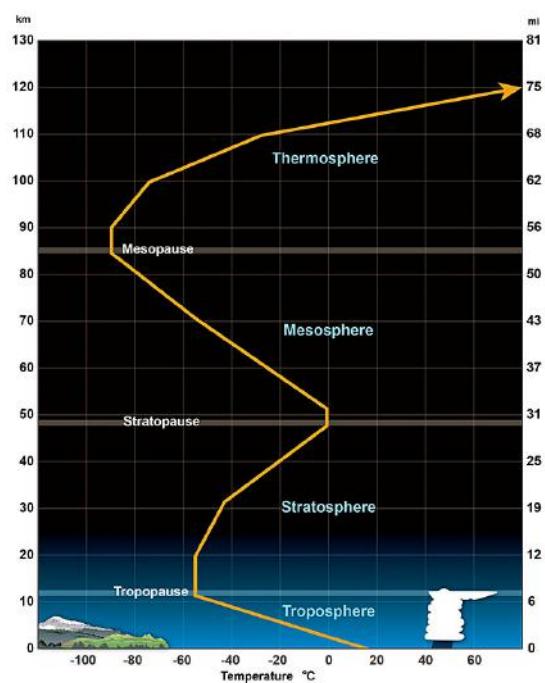
Dependendo da altitude de um satélite, o efeito da atmosfera sobre ele será diferente. Na figura 26, temos uma ilustração das camadas da atmosfera e do perfil de temperatura ao longo de sua extensão.

A divisão entre a atmosfera terrestre e o espaço é chamada de linha de Kármán. Ela está situada à 100 km de altitude.

A força que a atmosfera causa sobre os satélites de órbita baixa, chamada de arrasto atmosférico, é a de maior perturbação de suas órbitas. Ela altera o momento e a



(a) Camadas atmosféricas e algumas características.



(b) Perfil de temperatura médias na atmosfera terrestre.

Figura 26 – Divisão da atmosfera terrestre. Cada camada tem propriedades e características diferentes. Fonte:(NOAA, 2024)

energia cinética dos satélites, afetando os parâmetros orbitais. Para evitar que os satélites decaiam rapidamente é preciso executar manobras de correção da altitude com frequência.

A alta imprecisão nos modelos de densidade de massa da termosfera leva a grandes erros no cálculo desse efeito sobre os satélites que orbitam essa região.

A força de arrasto atua no sentido contrário ao movimento do satélite influenciando especialmente o semieixo maior e excentricidade da órbita. Essa força é significativamente importante na região do perigeu, conforme ilustrado na figura 27. A altitude do apogeu e a excentricidade também serão diminuídas. A figura 28 ilustra essa etapa. Isto é, haverá um decaimento de órbita sendo necessárias manobras de correção (R.; CARRARA, 2000).

Quando o Sol está em atividade magnética mais intensa, a força de arrasto atmosférica aumenta significantemente. De acordo com (CENTER, 2024), quando o Sol está em baixa atividade é preciso manobras os satélites cerca de 2 vezes por ano devido ao arrasto atmosférico. Já durante o pico de atividade, essa frequência pode chegar a 3 vezes por ano.

A força de arrasto é dada pela seguinte equação:

$$\vec{D} = -\frac{1}{2}\rho C_d S \nu_R \vec{\nu}_R \quad (3.1)$$

Onde:

- ρ : densidade da atmosfera
- C_d : coeficiente de arrasto
- S : área efetiva (área externa do satélite projetada na direção da velocidade relativa com a atmosfera)
- ν_R : velocidade do satélite em relação a atmosfera da Terra

Embora os satélites de órbita baixa sejam os mais afetados pelo arrasto atmosférico, todos os satélites após o lançamento passam pela região onde essa força precisa ser levada em conta para calcular a trajetória do satélite até sua posição final. É comum que os satélites que ficarão na órbita GEO sejam colocados em órbita inicialmente elíptica, com perigeu em torno de 200 km. Para circularizar a órbita e aumentar o perigeu para a altitude geoestacionária, são feitas algumas manobras, em geral, quando o satélite está no apogeu. Porém, de acordo com (JANIN, 1991) o arrasto atmosférico atua no perigeu e diminui a altitude do apogeu a cada revolução.

Sendo assim, o arrasto atmosférico deve ser considerado em todas as análises de missão de qualquer objeto lançado ao espaço.

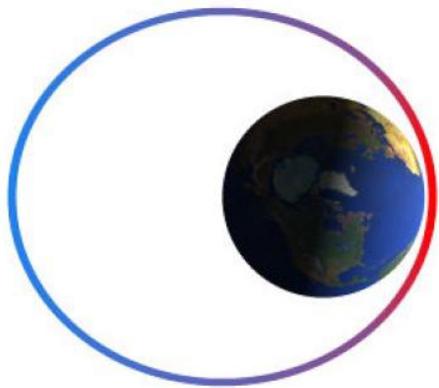


Figura 27 – Força de arrasto numa órbita elíptica (R.; CARRARA, 2000).

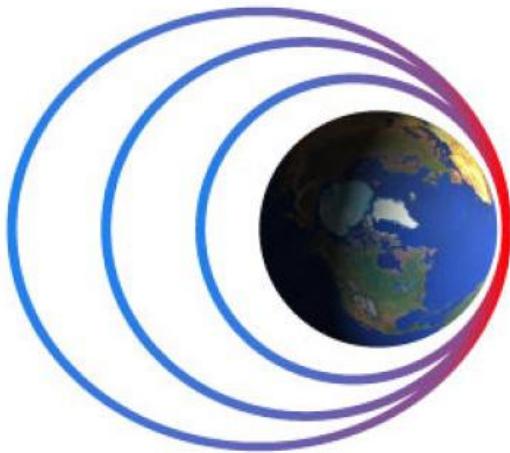


Figura 28 – Decaimento orbital devido ao arrasto atmosférico (R.; CARRARA, 2000).

3.2 Efeitos Gravitacionais

As órbitas dos satélites sofrem influências de forças gravitacionais de magnitude muito inferior à força gravitacional resultante do sistema de 2 corpos Terra-satélite. Por isso, essas forças podem ser tratadas como perturbações às órbitas satelitais.

Essas perturbações podem ser de 3 tipos:

- curto período: quando possuem ciclos a cada período orbital;
- longo período: quando os ciclos são maiores que o período orbital;
- secular: ciclos de periodicidade muito longa .

Na figura 29, temos uma ilustração de como essas perturbações se manifestam.

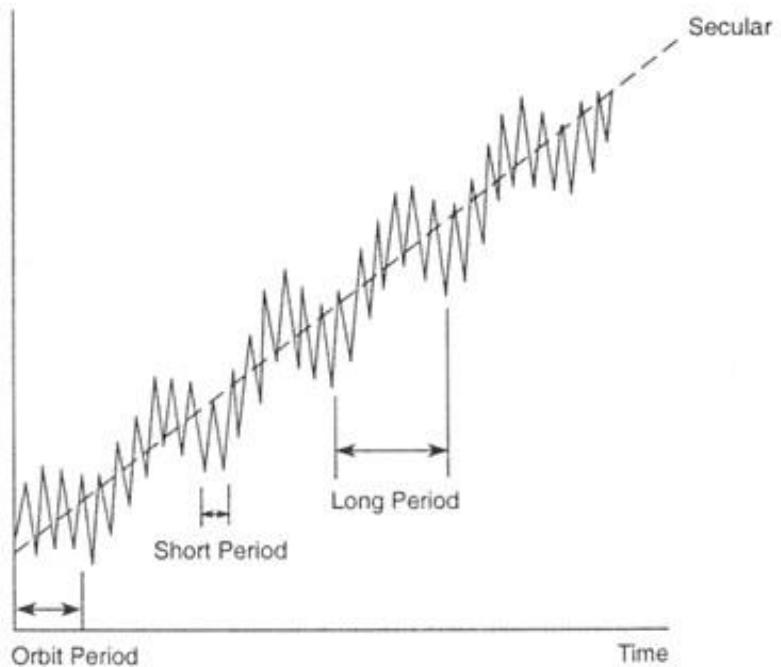


Figura 29 – Ilustração de como evoluem temporalmente ao longo da órbita as perturbações de curto período, longo período e secular.

Essas perturbações fazem com que a órbita não tenha uma trajetória suave. Cada elemento orbital será afetado de forma distinta.

3.2.1 Potencial terrestre

Embora na teoria a Terra seja tratada como uma esfera, na verdade ela possui um formato específico, pois sua superfície é irregular, com montanhas e mares por exemplo, e a distribuição de sua massa não é homogênea. Quando calculamos o potencial gravitacional terrestre a partir da equação 3.2 temos uma força resultante aproximada. Para obter a força real que gerará o movimento de um satélite ao redor da Terra é preciso considerar a perturbação nessa força causada pelas características não esféricas e homogêneas da Terra.

$$F_g = m \nabla U \quad (3.2)$$

Onde:

- F_g : força gravitacional
- m: massa atraída pela força gravitacional
- ∇U : gradiente do potencial

Define-se como geoide a superfície equipotencial a nível do mar. Para calcular o potencial gravitacional do geoide é preciso dividir a Terra em fatias longitudinais e

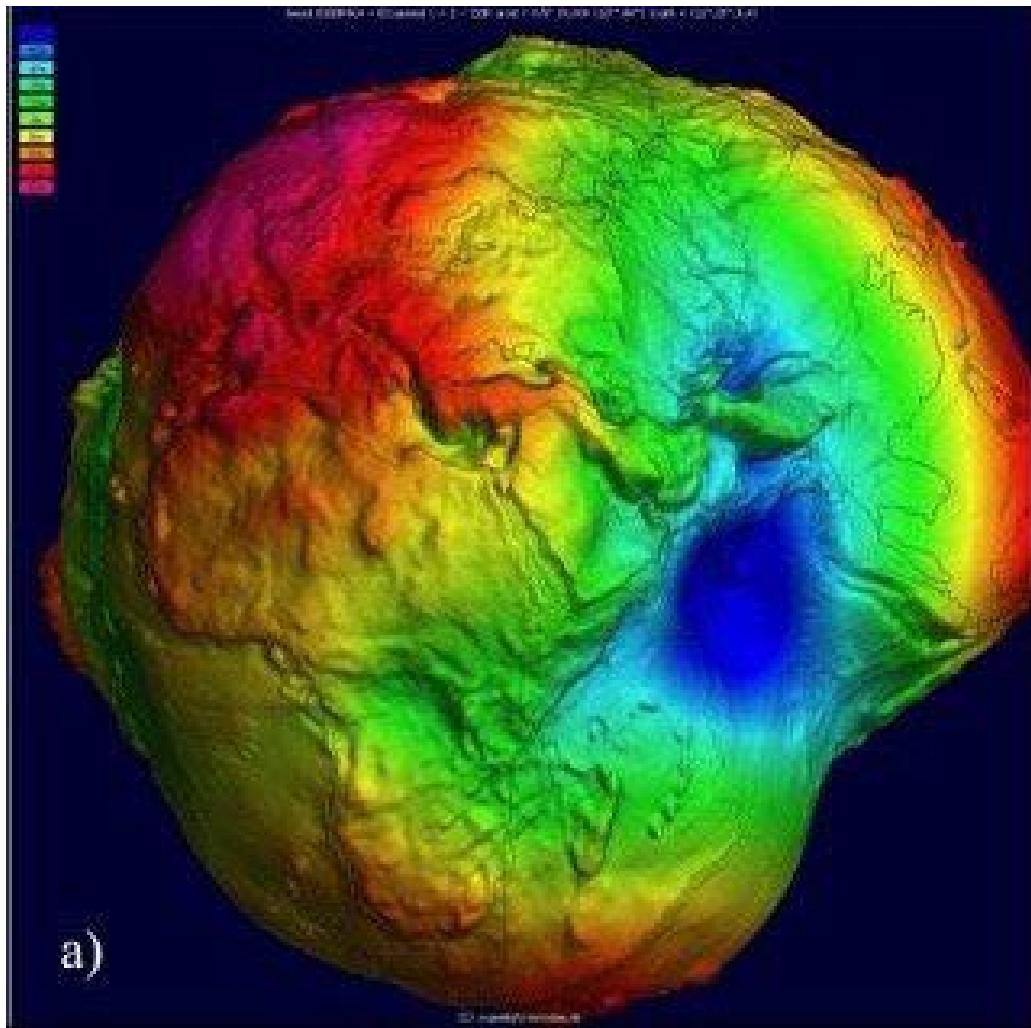


Figura 30 – Mapeamento gravitacional do globo terrestre feito por (S. et al., 2019). A distribuição de densidade de massa foi estimada com dados coletados ao longo de 15 anos.

equatoriais. Nesse caso, o potencial gravitacional passa a ser o somatório de cada porção gerada após essa divisão e será expresso conforme a equação 3.3

Há vários modelos de distribuição de massa no globo terrestre. Na figura 30, temos o modelo desenvolvido por (S. et al., 2019) que usou dados coletados por 15 anos.

$$U(r, \lambda, \phi) = \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r}\right)^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \phi) \quad (3.3)$$

Onde:

- $U(r, \lambda, \phi)$: potencial na forma geral
- r: distância
- λ : longitude geocêntrica

- ϕ : latitude geocêntrica
- μ : $=GM$
- a_e : raio equatorial da Terra

A solução dessa equação é por séries de potência e polinômios de Legendre.

Nesta equação, C_{nm} e S_{nm} são os coeficientes harmônicos esféricos. Eles são classificados da seguinte maneira:

- harmônicos zonais: polinômios de grau n, $m=0$, dividem a esfera em zonas (fig. 31);
- harmônicos tesserais: funções $\cos(m\lambda)$, dividem a esfera em mosaicos positivos e negativos (fig. 32);
- harmônicos setoriais: $n=m$, dividem a esfera em setores positivos e negativos (fig. 33).



Figura 31 – (R.; CARRARA, 2000): Harmônicos Zonais. Dividem a esfera em zonas e causam aceleração nas direções norte e radial



Figura 32 – (R.; CARRARA, 2000): Harmônicos Tesserais. Dividem a esfera em mosaicos positivos e negativos e torna sinusoidal a aceleração tangencial

Para os satélites GEO há dois efeitos principiais. O plano orbital gira ao redor do eixo de rotação da Terra numa direção oposta ao movimento do satélite. A segunda perturbação é no semi-eixo maior da órbita que gira no plano orbital, fazendo com que



Figura 33 – (R.; CARRARA, 2000) Harmônicos Setoriais. Dividem a esfera em setores positivos e negativos.

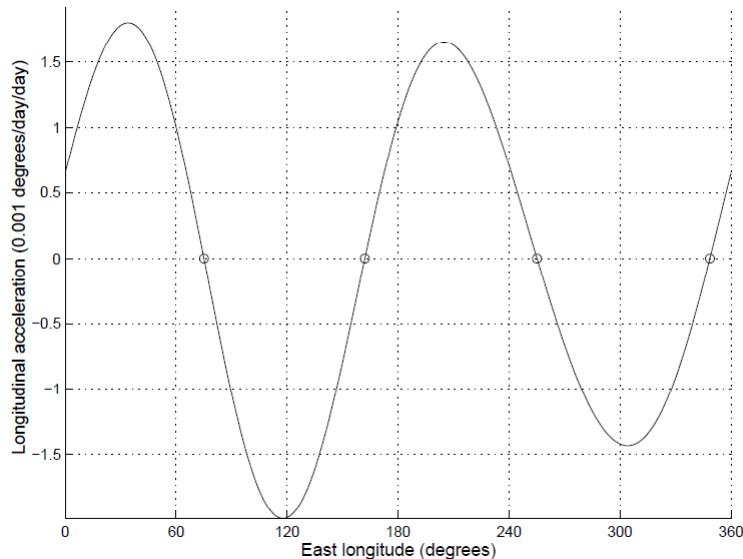


Figura 34 – A aceleração longitudinal de um satélite depende de sua posição em relação aos pontos de equilíbrio da solução do geo-potencial. Essa aceleração tende a movimentar o satélite para leste.

o argumento do perigeu ω aumente diariamente. Esses efeitos combinados causam uma variação da longitude do satélite (λ), que pode ser descrita da seguinte forma:

$$\lambda = \omega + \Omega + M - \alpha_g,$$

onde α_g é o tempo sideral de Greenwich. O movimento em longitude do satélite é chamado de deriva, e a magnitude dessa varia. Essa perturbação afeta os satélites em regimes orbitais diferentes de formas distintas.

Já para os satélites LEO, essa perturbação em particular vai afetar diariamente tanto o argumento do perigeu ω quanto o semi-eixo maior. Isso acontece porque devido ao potencial não uniforme, o semi-eixo maior que gira no plano orbital. Há também um efeito periódico que altera a altitude do perigeu.

3.2.2 Atração Luni-Solar

A massa do satélite é desprezível em relação à massa da Terra, do Sol e da Lua, assim pode se tratar o efeito gravitacional do Sol e da Lua como um problema de 3 corpos.

A força gravitacional que o Sol e a Lua exercem sobre um satélite é muito menor do que a exercida pela Terra.

De acordo com (SHRIVASTAV, 1978) a atração luni-solar produz uma variação na inclinação da órbita de um satélite GEO numa taxa de 0,85 graus por ano. Isso acontece por conta das pequenas oscilações decorrentes dessa atração. Em seu artigo traz mais alguns detalhes considerando Terra, Lua e Sol como sendo coplanares em órbitas circulares:

- A cada 26,8 anos, plano orbital rotaciona 14 graus a cada 43 min;
- A excentricidade cresce, até mesmo para pequenos valores iniciais;

Já os satélites LEO sofrem menos efeito da gravitação luni-solar, mas há uma perturbação no raio do perigeu e apogeu.

3.3 Efeitos Magnéticos

Pedro Peregrino quem inicia o estudo sobre o geomagnetismo (Epístola de Magnete). Neste estudo, descreve as leis de atração e repulsão magnética e o funcionamento das bússolas. Willian Gilbert publica em 1600 um livro chamado De Magnete, onde sistematiza os fenômenos magnéticos. Dois séculos depois, Hans Christian Oersted desvenda a causa do magnetismo ao estabelecer que havia uma relação entre eletricidade e magnetismo, inaugurando a ciência do eletromagnetismo. James Clerk Maxwell, em 1873, por fim, deduz matematicamente as leis do eletromagnetismo (M., 2019). Todo esse desenvolvimento culminado nas leis eletromagnéticas propiciaram o estudo mais detalhado do geomagnetismo tanto do ponto de vista teórico quanto experimental.

A magnetosfera (figura 36) protege o planeta Terra contra os impactos diretos de partículas energéticas provenientes do espaço é constituída pela interação do vento solar com o campo geomagnético (KOONS; FENELL, 2006). A sua existência dificulta que partículas altamente carregadas provenientes do Sol, e danosas para a vida no planeta e para o sistema satelital, cheguem ao solo.

A estrutura da magnetosfera é composta por:

- cúspides polares: localizadas nos polos magnéticos e por onde partículas carregadas entram de forma mais direta na magnetosfera

- magnetopausa: limite externo da magnetosfera, que confina inteiramente o campo geomagnético. É formada onde a pressão dinâmica do plasma do vento solar se equilibra com a pressão estática do campo geomagnético
- magnetobainha: região entre a frente de choque e a magnetopausa, onde o vento solar é desacelerado
- magnetocauda: região esticada da magnetosfera devido ao vento solar na direção anti-solar
- plasmasfera: região que contém plasma de baixa energia oriundo da ionosfera e do vento solar
- lâmina de plasma: espessa camada de plasma de alta energia

A geomagnetosfera, inclinada em cerca 11° com respeito aos polos geográficos, tem seu campo magnético formado através de uma dinâmica razoavelmente complexa que envolve o núcleo terrestre, a litosfera, ionosfera, parte da magnetosfera e correntes elétricas que ligam a magnetosfera com a ionosfera. A teoria mais aceita nos dias atuais para a origem do campo magnético da Terra é a teoria do dínamo. Segundo esta, ele é produzido pelo fluido de ferro líquido condutor em rotação e convecção no interior do núcleo planetário. As cargas em movimento geram correntes elétricas, que produzem o campo. Não excluindo a complexidade, mas sintetizando, uma boa aproximação para o campo geomagnético é considerá-lo a uma corrente dipolo (figura 35). Existem alguns fatores que influenciam o tamanho e sua dinâmica. Dentre eles estão pressão dinâmica do vento solar, campo magnético interplanetário, rotação terrestre.

As partículas carregadas de alta energia que chegam à Terra através do vento solar, podem ser capturadas e aprisionadas de tal modo que formam cinturões envolvendo o planeta. Esses cinturões de partículas são os cinturões de Van Allen. Ele possui um cinturão de radiação interior e outro exterior. O primeiro tem a largura de 2 raios terrestres e é composto basicamente por prótons energéticos e elétrons. Já o segundo, tem a largura de 3 a 7 raios terrestres e é composto por elétrons. Eles são responsáveis por defletirem tais partículas e, consequentemente, proteger a atmosfera terrestre e os satélites que orbitam ao seu redor. A capacidade de proteção cai com a altitude e é mais eficiente na região do equador. Mas, durante eventos extremos, a magnetopausa pode ser empurrada para mais perto das órbitas.

Todos os tipos de satélites passam por esses cinturões e esse é um dos motivos pelos quais, não é possível desconsiderar as atividades geomagnéticas nos processos de estimativa de órbita. Os LEO encontram o cinturão especialmente nas regiões das auroras, os MEO passam no meio do cinturão exterior e os GEO passam na borda externa do cinturão exterior.

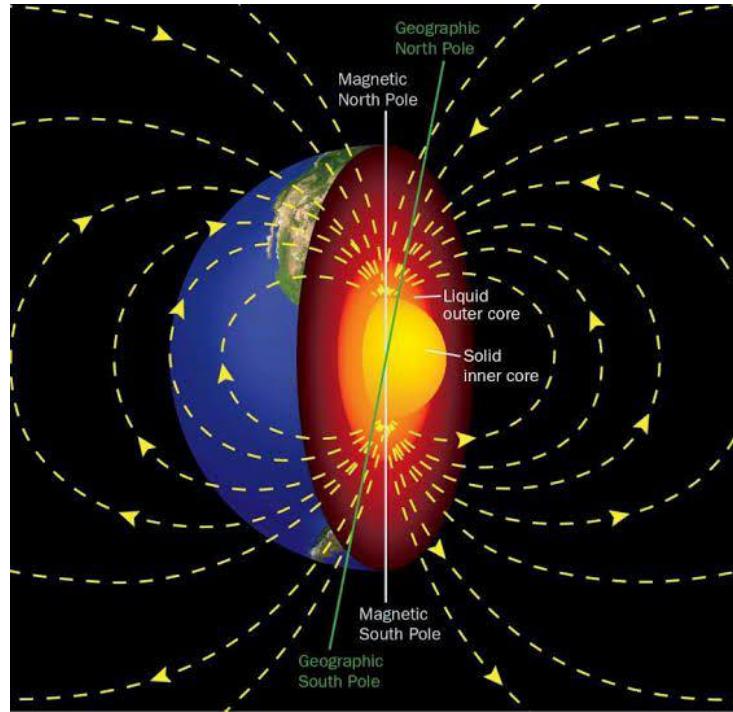


Figura 35 – Campo magnético da Terra. Fonte: (WATZECK, 2022)

As tempestades e subtempestades magnéticas são eventos importantes para as operações espaciais. Uma tempestade magnética é um evento com maior período de duração e com maior radiação e em cada tempestade, podem acontecer diversas subtempestades, que são eventos menos energéticos com duração de no máximos 2h. Quando o vento solar entra em contato com a magnetosfera, o campo magnético acoplado a ele apontando na direção sul, se conecta com a magnetosfera no lado diurno e a energia é transportada e armazenada na magnetocauda no lado noturno, se dá a tempestade geomagnética. À medida em que o vento solar continua interagindo, e a energia continua sendo armazenada, em determinado ponto, ela será liberada e é quando se dá a subtempestade.

O centro de previsão do Clima Espacial da agência NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) gerou um sistema de classificação de tempestades geomagnéticas dentro do qual há possíveis efeitos e frequência média de ocorrência dentro de um ciclo de 11 anos (CENTER, 2023).

Segue a classificação com alguns exemplos de efeitos e seus períodos:

- G5: extrema. Efeitos nos sistemas de energia (blackouts), em operações de satélites artificiais (problemas na orientação) e em outros sistemas como degradação da navegação por satélite por dias. Período de 4 dias por ciclo;
- G4: severa. Efeitos nos sistemas de energia (problemas generalizados de controle de tensão), em operações de satélites (problemas na orientação) artificiais e em outros sistemas como degradação da navegação por satélite por horas. Período de 60 das

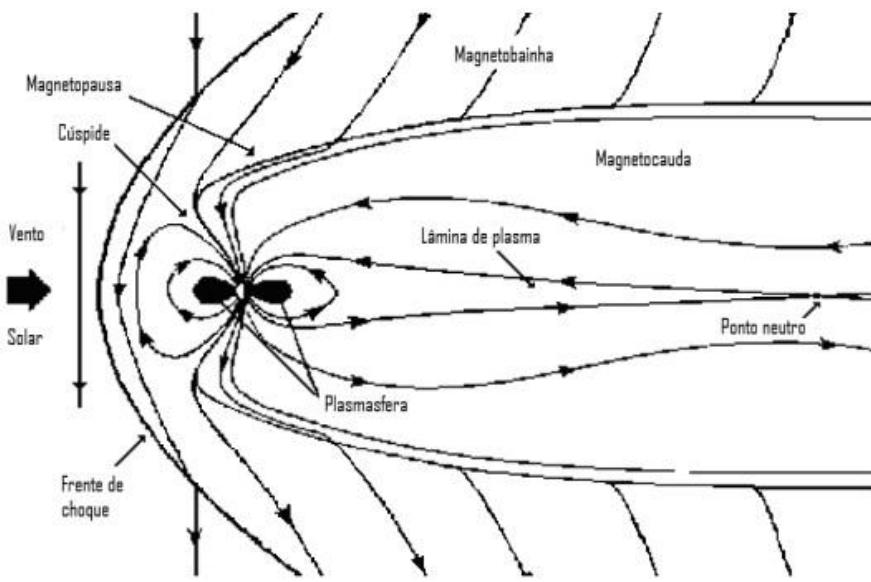


Figura 36 – Principais regiões da magnetosfera. Fonte:(ECHER2011).

por ciclo;

- G3: forte. Efeitos nos sistemas de energia (alarmes falsos em dispositivos de proteção), em operações de satélites artificiais (carga de superfície) e em outros sistemas como intermitência da navegação por satélite. Período de 130 das por ciclo;
- G2: moderado. Efeitos nos sistemas de energia (danos no transformador), em operações de satélites artificiais (mudança no arrasto). Período de 360 das por ciclo;
- G1: menor. Efeitos nos sistemas de energia (flutuações fracas). Período de 900 das por ciclo;

Os efeitos dos fenômenos magnéticos impactam diretamente a estimativa dos ângulos da atitude de um satélite (roll, pitch, yaw). (CILDEN-GULER; KAYMAZ; HAJIYEV, 2020), mostram que:

- os dias geomagneticamente ativos são os mais impactantes na precisão da estimativa da atitude;
- os ângulos mais sensíveis à atividade geomagnética são pitch e yaw;
- as estimativas modeladas são mais próximas às observações quando especialmente, em dias geomagneticamente ativos, o sensor solar é utilizado;
- o melhor modelo de previsão de campo magnético é o que inclui os diversos fenômenos magnetosféricos, e não considerar somente esses efeitos como meros ruídos.

3.4 Efeitos Solares

3.4.1 Pressão de radiação solar

O Sol é a estrela mais próxima de nós e, como toda estrela, é uma esfera de plasma em equilíbrio hidrostático. Em seu interior acontecem reações termo-nucleares que produzem partículas como os fótons. Ao encontrarem com a superfície de um satélite, os fótons exercem uma força chamada força de pressão de radiação. A partir dela, serão gerados dois efeitos diferentes: a alteração da excentricidade e da altitude do satélite, sendo esse o motivo pelo qual essa perturbação é importante na estimativa de órbita.

A força de pressão de radiação pode ser escrita como:

$$F = P\varepsilon A \quad (3.4)$$

Onde ε é o coeficiente de refletividade ($0 < \varepsilon < 2$), P é a pressão de radiação solar e A é a área exposta ao Sol.

De acordo com a segunda lei de Newton, essa força vai gerar uma aceleração no satélite (equação 3.5), alterando o vetor excentricidade do satélite. O coeficiente ε , quando nulo, implica numa superfície transparente para a radiação, logo, nenhuma força atua nela. Quando igual a 1, toda força é transmitida para o satélite pois a superfície absorve toda a radiação incidente. E por último, quando igual a 2, a radiação é totalmente refletida aplicando uma força dobrada no satélite.

$$a_{PR} = \frac{F_{PR}}{m} = \frac{P\varepsilon A}{m} \quad (3.5)$$

Onde F_{PR} é a força de pressão de radiação e m é a massa.

Embora o conhecimento da aceleração devida a força de radiação solar seja de extrema importância, é difícil criar um modelo acurado porque cada superfície terá um coeficiente de refletividade e seção de choque próprios. Além disso, a quantidade de radiação emitida pelo Sol pode variar显著mente durante seus ciclos - e ainda por cima, difíceis de prever. Em outras palavras, pode produzir intensas tempestades solares a ponto de ser a perturbação predominante ou ser tão fraca a ponto de ser descartada. Ainda a ser considerado são os momentos em que o satélite se encontra em eclipse -quando atrás da Lua ou da Terra em relação ao Sol- anulando a força. Para os satélites de órbita geoestacionária basta modelar a aceleração pela razão entre a seção de choque (σ) e a massa, de onde se chega à relação:

$$a_{PR} = P\sigma \quad (3.6)$$

Reduzido o problema ao cálculo de σ , cabe calculá-lo frequentemente como um passo no cálculo da propagação da órbita. σ corresponde à projeção do satélite no plano perpendicular aos raios incidentes, ou seja, ao longo de sua trajetória esse valor será maior ou menor.

(SOOP, 1994) demonstra a taxa da excentricidade como função da aceleração. Por meio de integração chega-se a:

$$e(t) = e_0 + \frac{3PY\sigma}{4v\pi} \begin{pmatrix} \cos(s_{\odot}) \\ \sin(s_{\odot}) \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

Cujas variáveis são:

- Y: período de rotação do Sol;
- s_{\odot} : ângulo sideral do sol;
- $\frac{3PY\sigma}{4v\pi} = 0.011 \text{ kg/m}^2$.

Através da equação encontrada percebe-se o movimento circular centrado em e_0 e de raio $\frac{3PY\sigma}{4v\pi}$. Esse movimento somado com a atração luni-solar produz um "círculo ondulado" como pode ser visto na figura 37.

Não somente uma aceleração, mas também um torque é gerado por causa da força de pressão de radiação e é ele quem vai alterar a atitude. O torque é uma grandeza que faz um corpo girar em torno de um eixo e, devido a força que o origina, depende da refletividade da superfície, dos ângulos de incidência da radiação e da orientação espacial do satélite. Ele atua no satélite quando o centro de massa não coincide com a pressão de radiação. (MCELVAIN, 1961) diz ainda que a pressão de radiação solar pode gerar dois tipos de torques: periódicos e constantes. Nessa análise mais detalhada, há que se levar em conta também a variação do momento angular, mas não será abordado aqui.

3.4.2 Clima Espacial

Como visto até aqui, o sistema Terra-satélite está longe de ser um sistema ideal. Para além de todas as instabilidades sofridas devido aos efeitos como por exemplo as tempestades geomagnéticas, eles estão também expostos a diversos perigos como raios cósmicos galáticos, partículas do cinturão de Van Allen, colisões com meteoroides e detritos. Nesta seção será abordado mais um aspecto da realidade que enfrenta esse sistema e alguns impactos diretos e indiretos provenientes de partículas carregadas que podem vir a prejudicar a missão de forma parcial ou completa.

A meteorologia é área da ciência que estuda as condições atmosféricas e seus fenômenos que tem por elementos a temperatura, umidade do ar, radiação solar, vento e

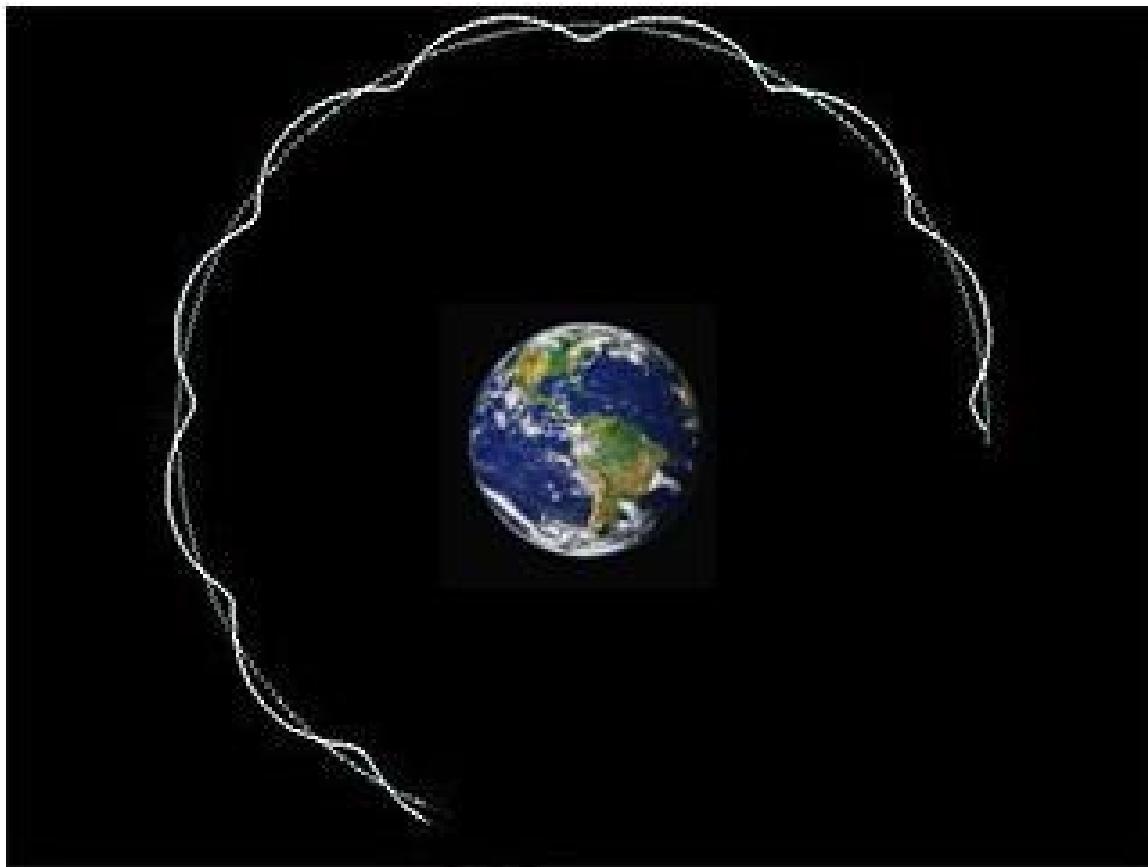


Figura 37 – Movimento do satélite devido à pressão de radiação e atração luni-solar. Essa atração é responsável por alterar a excentricidade da órbita, criando o efeito da figura.

chuvas. De maneira análoga, o clima espacial também estuda certas condições e fenômenos. A diferença é que essa área tem como objeto o ambiente espacial (e sua dinâmica) para além da atmosfera e que causam impactos pouco ou bastante significativos nos satélites em órbita.

A figura 38 ilustra o ambiente espacial. Ele é composto pela ionosfera, magnetosfera, campo magnético solar e pelo vento solar. Partículas de radiação solar de alta energia aceleradas, raios cósmicos galáticos de fora do sistema solar e partículas do cinturão de radiação são os atores principais desse ambiente. Toda essa radiação atinge tanto a atmosfera terrestre quanto os satélites. Em relação à atmosfera, ocasionam uma primeira consequência que é gerar uma camada de plasma de cerca de 2000 km de altitude acima dela, a ionosfera. A segunda consequência é que, ao atingir a atmosfera propriamente dita, essa radiação interage com moléculas aí presentes que, por sua vez, geram nêutrons, prótons e elétrons.

É importante ressaltar que esse ambiente é majoritariamente vinculado à presença do Sol, que ao enviar suas partículas promove uma série de fenômenos e dinâmicas particulares e complexas. Os fenômenos ocorrem de forma não linear e possuem variabilidade temporal diferenciada, desencadeando processos de liberação de radiação secundários.

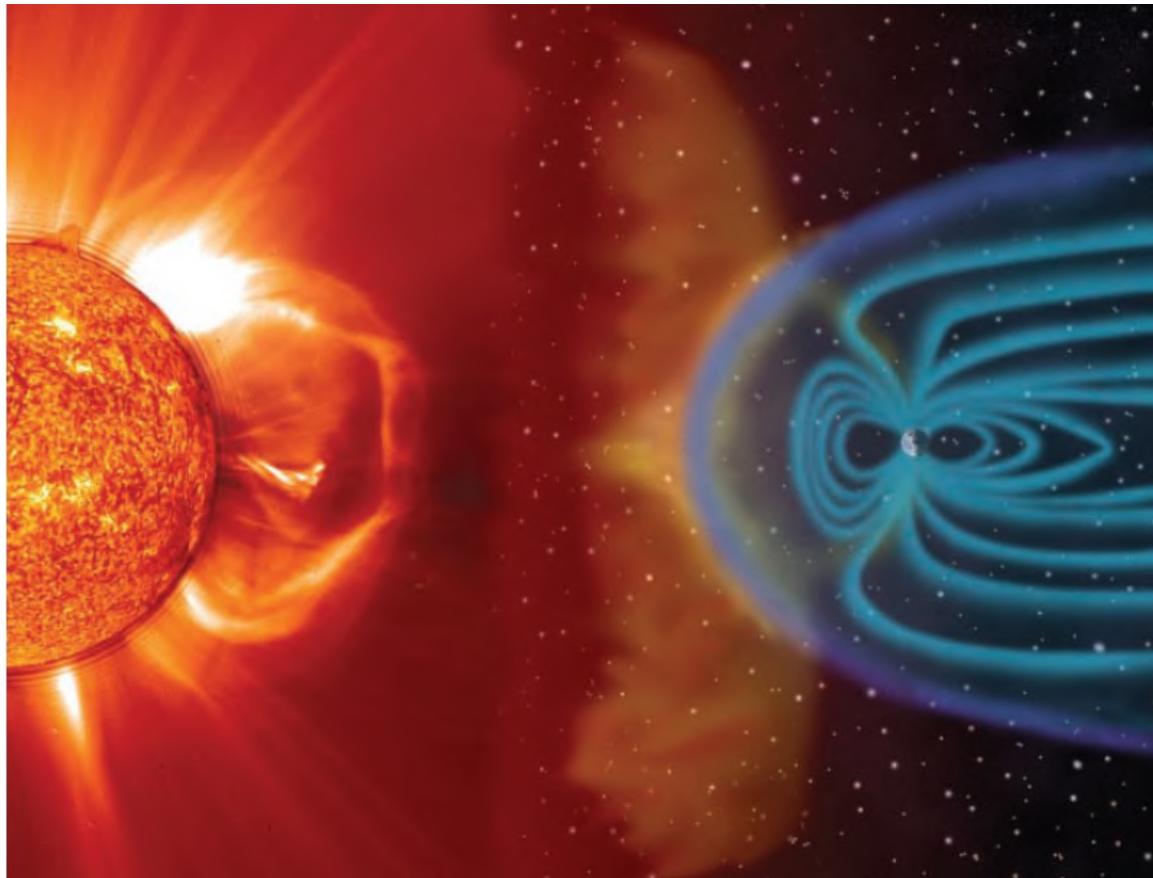


Figura 38 – Ambiente espacial: Sol, vento solar, campo magnético solar, magnetosfera e ionosfera (fonte:CANNON PAUL,2013).

E é por isso que os esforços em compreender tais fenômenos e como se interligam e também na sua previsão e modelagem são feitos ao redor de todo o mundo. Várias agências monitoram o clima espacial e essa atividade permite o aviso prévio de possíveis tempestades solares. A dinâmica desses elementos causam efeitos nos satélites como perturbação nos dados, comandos falsos e dano aos componentes do satélite. Eles serão abordados na próxima sessão.

Dadas as perturbações que afetam o tempo de vida e o controle de um satélite se faz evidente que é necessário realizar procedimentos, ou manobras, de forma frequente para a correção de alguns parâmetros do satélite. Em termos comparativos, as manobras que mais consumem combustível, cerca de 10 vezes mais, são as de correção de latitude, ou inclinação (ROSSETTO, 2013). A tabela 5 traz um pouco mais de detalhamento sobre esse assunto.

Causa da perturbação	Efeito no satélite	Custo da correção
Pressão de radiação devida a diferença entre o centro de pressão e o centro de gravidade	Variação da altitude (rotação em torno do centro de gravidade)	1m/s/ano
Geopotencial	Deriva em longitude leste-oeste em direção a um dos pontos de equilíbrio estável da solução	5.5m/s/ano
Pressão de radiação solar	Variação diária da excentricidade	Depende da razão área/massa do satélite
Atração luni-solar	Deriva latitudinal (direção norte-sul) do plano orbital em relação ao plano equatorial	55m/s/ano para um controle de 0.1°

Tabela 5 – Resumo das perturbações de uma órbita geoestacionária e magnitude das correções necessárias.
 (ROSSETTO, 2013)

Desta maneira, fica evidenciado a importância de se criar modelos e metodologias cada vez mais precisas tanto de previsão de eventos perturbatórios, quanto de estimativa dos componentes orbitais de um satélite, uma vez que, independentemente da sua função, seu tempo de vida será diretamente afetado por esses cálculos.

3.5 Efeitos de hipervelocidade

Não só de partículas de radiação está composto o ambiente satelital. Meteoroides e lixo espacial compartilham esse espaço e se tornaram uma séria ameaça para os satélites com consequências diversas, explicitadas mais abaixo. Os meteoroides, através das chuvas de meteoros, possuem uma densidade média de $0,5 \text{ g/cm}^3$ e uma média de velocidade em 20 km/s . O lixo espacial, composto principalmente por pequenos fragmentos em órbita gerados por colisões, possuem densidade média de $2,8 \text{ g/cm}^3$ e média de velocidade em $9 \text{ a } 10 \text{ km/s}$. Aos impactos desses dois tipos de objetos com o satélite, chamou-se impactos de hipervelocidade e seus efeitos são bastante parecidos, aplicáveis a ambos os tipos, mediante o qual, serão tratados como “objetos impactantes”.

Os danos causados dependem das características tanto dos objetos impactantes (tamanho e velocidade) quanto das do alvo (estrutura, espessura, sensibilidade). A parte mais suscetível aos efeitos cumulativos de alta velocidade são os painéis solares justamente por serem a parte de maior área exposta de um satélite, mas todo ele como um todo é passível de receber um impacto. A probabilidade de colisão em uma superfície é dada pela equação:

$$P = \int_t^{t+\Delta} dt F(t) A \quad (3.8)$$

onde Δt é a duração da exposição, $F(t)$ é a componente normal do fluxo de partículas (objetos impactantes) e A é a área atingida.

Para um satélite chinês em GEO, com 8 anos em órbita, painel solar de 20m^2 , foi aplicada essa fórmula e foi encontrado que a maior probabilidade de colisão é para partículas com diâmetros menores que 1 mm. Uma vez que objetos impactantes de tamanhos menores que 1 mm são mais abundantes, é de extrema importância projetar os painéis solares para esse tipo de impacto. Colisões por partículas maiores possuem menor probabilidade de ocorrer, no entanto podem vir a causar destruição completa (JIANG, 2017).

Os impactos costumam gerar microfissuras, arranhões e crateras. Estas normalmente possuem formato aproximadamente esférico. Em metais, chegam a possuir tamanhos de 2 a 5 vezes maior que o objeto impactante. Para materiais frágeis como vidro, a cratera pode ser de 10 a 20 vezes maior, com acréscimos de fragmentos ao redor

dela. Para materiais mais finos, isto é, com menor espessura que os objetos impactantes, a cratera resultante pode ter de 10 a 20 vezes o tamanho da partícula incidente.

Quando um objeto impactante atinge o alvo, é gerada uma onda de choque que tem como resultado a ejeção de um material secundário. Diferentes velocidades de impacto geram diferentes tipos de materiais ejetados. Eles podem ser fragmentos sólidos, fragmentos sólidos com gotículas derretidas com vapor, e vapor e as velocidades são 5 km/s, 5 km/s a 20 km/s e acima de 20 km/s, respectivamente. Além desses tipos de ejeção principal, uma parte da ejeção é ionizada e pode sofrer efeito de jateamento, ou seja, é expelida com velocidade maior que a do impacto. Se o material atingido for vidro, estilhaços são produzidos e espalhados ao redor da cratera principal com velocidade menor que a do impacto (DROLSHAGEN, 2008).

Na próxima seção, estarão mais detalhados os danos causados pelos efeitos de hipervelocidade.

3.6 Danos

Nessa seção serão abordados alguns dos impactos mais significativos dentro da área satelital.

3.6.1 Danos por radiação

Partículas energéticas permeiam o ambiente espacial no qual os satélites estão inseridos. Apesar de todos eles serem construídos com proteções contra efeitos dessas partículas, a dinâmica desse ambiente ainda é pouco conhecida e seus fenômenos por vezes ultrapassam as barreiras protetivas. Geralmente, os satélites em GEO e MEO são mais afetados pelas dinâmicas do cinturão externo de radiação e os LEO, sofrem efeitos mais próximo das zonas de aurora (CANNON PAUL, 2013). Abaixo seguem alguns impactos do clima espacial em satélites: eventos de efeito pontual, carga superficial, carga interna, dose total de radiação, efeitos atmosféricos e efeitos do ciclo solar e eventos extremos (KOONS; FENELL, 2006) e impacto nos sistemas de navegação (CANNON PAUL, 2013).

Eventos de efeito pontual se dão quando um único íon energético atinge algum dispositivo ou circuito microeletrônico. Essa interação pode causar três diferentes tipos de efeitos (*single-event upset*, *single-event latchup*, *single-event transient*) de maior ou menor dano à estrutura atingida. No *single-event upset* não há dano permanente no dispositivo pois há somente uma mudança da informação (por exemplo uma instrução num microprocessador) que pode ser autocorrigido. No *single-event latchup*, os transistores são ligados completamente ou até que sejam desligados, ou até que queimem causando falha total. No *single-event transient*, um dispositivo analógico é atingido e a carga é propagada para outros dispositivos, causando erros.

Carga Superficial como o nome sugere, se trata de uma acumulação de cargas (elétrons) na superfície do satélite e ocorre durante as tempestades geomagnéticas. O acúmulo acontece enquanto a resistência do material permitir e uma vez excedido o limite, acontece uma descarga podendo vir a trazer falhas na missão.

No efeito de Carga Interna, os elétrons energéticos atravessam a superfície do satélite atingindo cabos, placas de circuito e outros. Na maioria dos casos, os efeitos não são tão graves como comandos fantasmas e ruído eletrônico. Mas em casos raros, pode haver perda de dispositivo, que pode vir a ser um dano grave.

Os satélites são projetados para terem partes que o protegem da radiação ionizante. Essas partes são testadas para a dose total de radiação, bem como para os eventos de efeito pontual. A dose total de radiação vem tanto dos cinturões de Van Allen quanto dos eventos solares.

Para os satélites de baixa altitude, há ainda a região chamada Anomalia do Atlântico Sul que merece atenção. Nessa região, sobre o continente sul-americano e o oceano Atlântico Sul, há uma alta incidência de eventos de efeito pontual em decorrência de assimetrias no campo geomagnético, de onde prótons energéticos do cinturão de radiação encontram esses satélites.

Degradação dos painéis solares ocorre por meio de prótons energéticos solares que danificam os painéis e sua habilidade de produzir corrente pois conseguem ultrapassar a barreira de proteção dos mesmos. Nesse caso, o tempo de vida de um satélite pode ser diretamente afetado.

Quando a camada mais externa da atmosfera é aquecida e expandida devido às tempestades magnéticas, os satélites de baixa altitude são constantemente atraídos pela atmosfera e quando acontecem as perturbações na sua camada mais externa, gera erros significativos de telemetria.

O ciclo solar tem período de aproximadamente 11 anos e durante esse ciclo, diversos eventos acontecem causando os danos mencionados. Por isso é importante que os satélites sejam projetados para suportar o ambiente espacial, independente do período de missão que tenha. Apesar de se pensar que maior quantidade de eventos ocorre na máxima solar, e menor para a mínima solar, para os satélites GEO, os fenômenos de carga interna ocorrem de modo contrário. Ele é maior durante a mínima solar. Dentro de um ciclo solar, é esperado que alguns eventos extremos aconteçam e é esperado que os efeitos nas diferentes órbitas aumentem.

Para além desses impactos gerados propriamente no satélite, há também um impacto para o sistema de navegação. O sistema de navegação global por satélite, inclui o GPS (sistema posicionamento global), entre outros. Esse sistema é afetado pelo clima espacial, em particular quando acontecem super tempestades e há explosões solares em

rádio. Nesse caso, o ruído nessa faixa do espectro eletromagnético é aumentado nos receptores e isso gera a parcial ou completa inoperação deles durante um ou três dias. Toda essa dinâmica que envolvem as partículas solares e a magnetosférica geram outros impactos que apenas serão mencionados aqui a título de curiosidade. Alguns deles são: impactos na rede elétrica, impactos da radiação ionizante nos passageiros e tripulação de aviões, impactos nos sistemas de comunicação de rádio (CANNON PAUL, 2013).

3.6.2 Danos por hipervelocidade

Dentre os danos mais preocupantes provenientes de impactos no satélite como um todo estão a degradação de equipamentos como as células solares, espelhos e sensores, perfuração de tanques, alteração do ângulo da altitude. Os danos causados por impactos de hipervelocidade podem ser pouco ou muito significativos. Eles vão depender sempre da característica de objeto impactante, material do alvo, velocidade de impacto, inclinação de impacto. Pode ser que o impacto gere uma cratera, uma cratera principal e secundária e até mesmo uma perfuração, danos na estrutura do painel solar, arqueamento e transferência de momento. Comumente, esses impactos acabam gerando plasma e com ele, efeitos secundários ao impacto em si, como mostram (DROLSHAGEN, 2008) e (JYOTHI, 2024).

No painel solar um impacto de hipervelocidade por causar alguns danos de tipos diferentes. Pode haver a degradação óptica das células solares e a degradação física e mecânica do painel. Na degradação óptica há uma perda da quantidade de energia elétrica convertida pelas células solares. Este caso acontece especialmente quando o impacto gera microfissuras, arranhões ou crateras no vidro de proteção do painel solar diminuindo a quantidade de luz absorvida por este, com pouco ou nenhum dano causado nas próprias células. Os danos físicos e mecânicos acontecem para o caso de perfuração do painel, atingindo cabos e circuitos das células e da estrutura do núcleo. O dano físico se refere à curto-circuito e o mecânico à propagação de fragmentos pela estrutura do núcleo gerado especialmente pelo rompimento e queima de cabos.

A alta velocidade de impacto, acaba ionizando parcialmente tanto o objeto impactante quanto a área impactada, criando um plasma no local do impacto. Se houver campo elétrico nessa região, pode haver a criação de um pulso de corrente que será propagado pela estrutura vizinha ao impacto. Esse fenômeno pode introduzir apenas ruído nos dados de informação, mas pode também pode levar a um aquecimento que irá carbonizar estruturas de isolamento gerando curto-círcito permanente de algum sistema.

A altitude e medições de um satélite podem ser alteradas pela transferência de momento do impacto. Outros danos que podem ser gerados por esse tipo de impacto são: perfuração de tanques e circuitos de refrigeração, danos a equipamentos expostos (como CCD), corte de cabos, perfuração de paredes e janelas.

3.6.3 Exemplos reais

Aqui serão abordados alguns exemplos reais de como eventos podem impactar tanto o controle orbital quando a missão de um satélite. Os três primeiros exemplos são referentes a eventos de clima espacial nas constelação Starlink analisados por (OLIVEIRA, 2024) e (JYOTHI, 2024).

Diante de todo o anteriormente exposto, fica evidente que os eventos relacionados à atividade solar impactam mais ou menos os satélites. A constelação Starlink, da empresa privada SpaceX, é composta por milhares de satélites em LEO e oferece serviços de internet ao redor do mundo, para 100 países. A SpaceX também se compromete a um planejamento de 2 a 5 anos para a retirada de seus satélites. Com esse planejamento, busca manter a segurança, sustentabilidade e acessibilidade do espaço orbital.

As órbitas LEO têm sido atualmente visadas pois possuem baixa latência (atraso no sinal devido ao caminho que o sinal percorre do satélite até o receptor) e larguras de banda razoavelmente altas. Sua vulnerabilidade ao clima espacial já é bem conhecida, mas nesse tipo de órbita, há uma importante influência da força de arrasto atmosférico que exige o esforço coletivo de compreender melhor sobre tais condições climáticas e seus impactos.

A Starlink passou por uma tempestade geomagnética leve/moderada em fevereiro de 2022, uma super tempestade em maio de 2024 e uma tempestade extrema em outubro de 2024. (OLIVEIRA, 2024) e (JYOTHI, 2024) analisaram os impactos dessas tempestades na constelação e chegaram às seguintes conclusões.

A tempestade de fevereiro de 2022 foi uma tempestade fraca, classificada como G1. Mesmo assim, essa tempestade teve força o suficiente para perturbar a atmosfera e aumentar a força de arrasto sobre os satélites. Nessa época, a SpaceX estava enviando uma nova frota, de 49 satélites, para órbitas LEO. A uma altitude de cerca de 210 km os propulsores seriam acionados para que a frota fosse então colocada na altitude de aproximadamente 500km. Mas, devido ao arrasto, 38 deles caíram antes mesmo dos propulsores serem acionados.

Em 10 de maio de 2024, ocorreu uma das maiores tempestades solares das últimas duas décadas e foi classificada como uma tempestade G4. Apesar de não ter sido extrema, foi uma super tempestade que gerou ótimas oportunidades de estudo e análise. Para esse caso, foram analisados 81 sondas RIPE Atlas de 18 países que compõe a Starlink. O principal resultado do estudo mostra que houve aumento na latência e aumento da taxa de perda de dados e que, felizmente, não houve perda de nenhum satélite. Os dados foram analisados num período anterior à tempestade e durante a tempestade. Para o aumento de latência, encontraram início no dia 11 de maio, continuando até as primeiras horas do dia 13, com melhora no dia 13 e 14. Para a perda de dados, o período tem começo

no dia 11 de maio com aumento de 1% de perda, ou seja, apesar de terem sofrido esse impacto, ele foi mínimo em todos os locais. A principal suspeita para o principal efeito analisado, o aumento da latência, é o aumento do arrasto atmosférico causado pela super tempestade. Além disso, constataram também que em termos de geolocalização, os satélites mais afetados foram aqueles com altas altitudes e longitude próxima de 0°.

Um outro caso mais recente, é focado a compreender como a tempestade de 10 de outubro de 2024 afetou a reentrada do satélite SL1089 da Starlink. Para esse estudo avaliaram imagens do Solar Dynamic Observatory (SDO), que comprovou pico de explosão solar no dia 9 de outubro, do Solar and Heliospheric Observatory (SOHO), que observou a ejeção de massa coronal associada à explosão e dados do satélite Advanced Composition Explorer (ACE), que observou a componente norte-sul do vetor campo magnético interplanetário indicando que o vento solar foi extremamente intenso, assim como o de maio. O SL1089 estava agendado para reentrar no planeta no dia 22 de outubro e, no entanto, ele entrou 10 dias antes, em 12 de outubro. As análises de dados mostram que logo no início da tempestade o satélite sofre queda de altitude e aumento de velocidade, indicando transformação de energia potencial para cinética. A conclusão é que a combinação de intensidade com duração da tempestade pode vir a ser um fator de impacto significativo no aumento da densidade atmosférica com consequente aumento da força de arrasto.

Segue agora um exemplo real em (DROLSHAGEN, 2008) referente a danos de hipervelocidade no telescópio espacial Hubble (HST). Em março de 2002, o ônibus espacial Columbia recuperou um painel solar do HST que estava em funcionamento há cerca de 8 anos. Como mencionado anteriormente, o painel solar compõe a área de maior exposição ao ambiente espacial de um objeto artificial. No caso mencionado, a área de 120m², com espessura total de 700 μm. Nas imagens abaixo é possível ver alguns dos danos sofridos pelo painel solar.

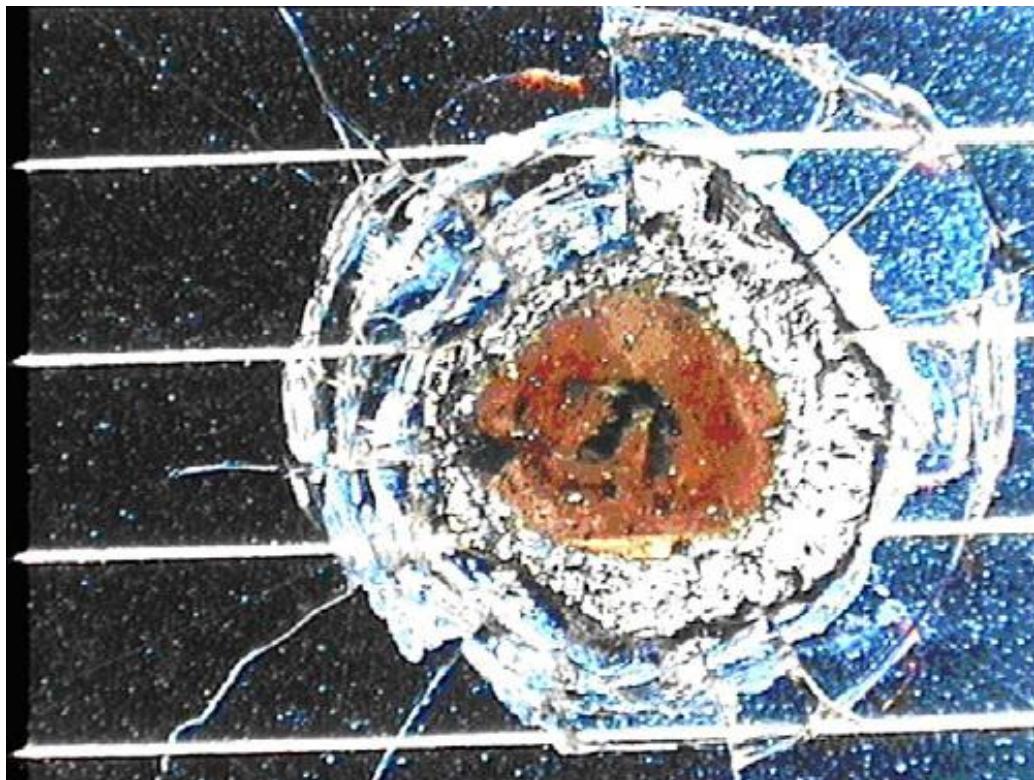


Figura 39 – Cratera de impacto por hipervelocidade de 4 mm na célula solar do HST. Nota-se além dela, a formação de microfissuras e estilhaços. Fonte: (DROLSHAGEN, 2008)

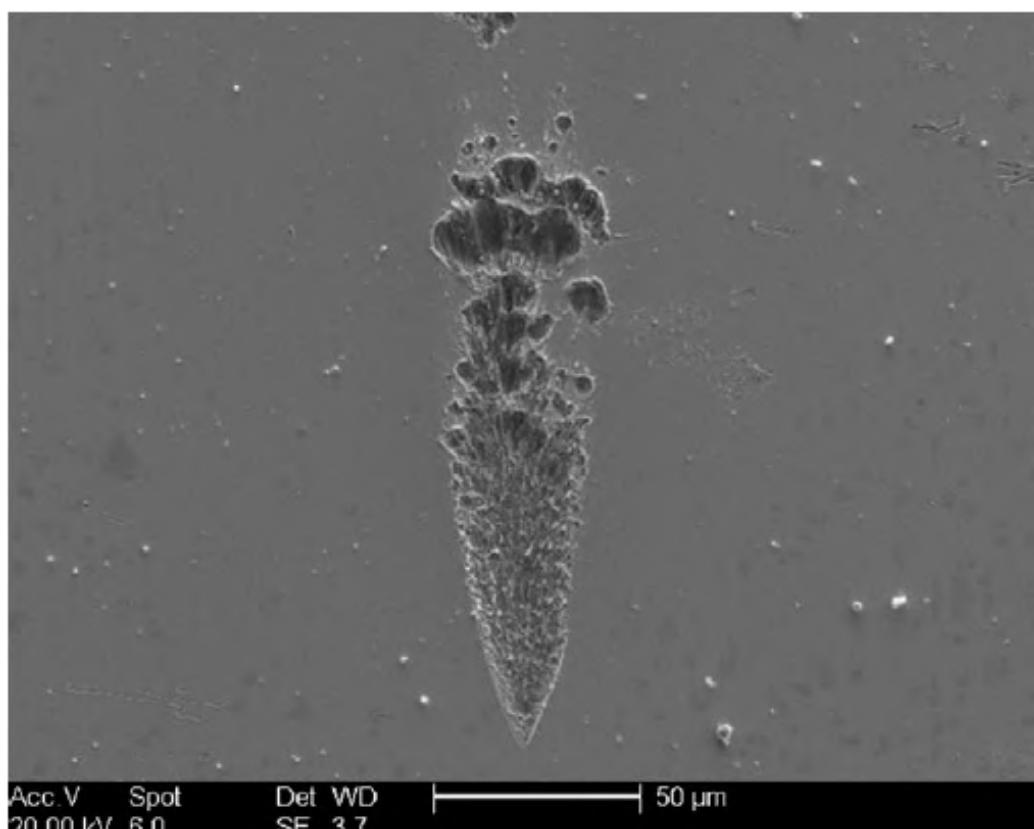


Figura 40 – Cratera de impacto oblíquo, 75°, em espelho metálico feita por partícula de 103 µm. Fonte: (DROLSHAGEN, 2008)



Figura 41 – Mola usada para estender o painel solar do HST cortada por impacto de hipervelocidade. Fonte: (DROLSHAGEN, 2008)

4 Conclusões e Perspectivas

O objetivo desse trabalho é agrupar todas as influências e impactos dos fenômenos e contexto astronômico sobre os astros artificiais, afim de identificar os tópicos que já são bem mapeados e quais podem ser aprimorados.

Para isso, fizemos uma análise da evolução histórica do conhecimento sobre o movimento dos corpos celestes desde a época em que era impensável explorar o universo. É evidente que a medida que a ciência evolui aumenta nossa capacidade de ir além tanto em descobertas quanto em exploração do universo.

Nos dias atuais, as atividades que envolvem exploração espacial estão totalmente imersas na sociedade. Seja para trazer conhecimento mais profundo sobre universo ou para prover serviços que são essenciais para a população como comunicação, geolocalização etc.

Para garantir que o espaço continue a ser explorado, sobretudo a órbita terrestre, é imprescindível que criemos um ambiente espacial mais sustentável. Para isso, é preciso conhecer todos os aspectos e possíveis riscos aos astros criados e colocados no espaço por nós.

Apesar de já ter modelos de cálculo e previsão de posição dos astros artificiais, é possível aumentar a precisão se formos capazes de acrescentar dados dos fenômenos astronômicos que ainda estão sendo pouco levados em conta como a atividade magnética solar e mapeamento de pequenos corpos próximos à Terra.

Além disso, para os objetos que não são mais controlados, ou que sempre estiveram à deriva no espaço, ou seja, o lixo espacial, é possível melhorar o conhecimento de suas posições e movimentos usando técnicas astronômicas para obtenção de órbita. Atualmente, o recurso mais usado para coletar dados de posição desses objetos é o telescópio. Porém, devido à dinâmica desses corpos, a determinação de suas posições precisa de técnicas astrométricas específicas que podem ser aprimoradas. Esse é um campo que pode ser muito explorado por pesquisadores interessados.

Outra área que pode ser muito desenvolvida é a que envolve o clima espacial. A atividade magnética solar, os ventos solares e a própria radiação emitida constantemente pelo Sol afetam todos os artefatos que colocamos no espaço e ainda não somos capazes de prever a maioria dos eventos que ocorrem de forma eficaz para prevenir problemas. Embora os observatórios solares sejam hábeis para prever quando o Sol entrará em atividade magnética de forma mais intensa, não é possível estimar com precisão quais satélites serão atingidos e com que intensidade.

Outro avanço que pode ser alcançado é a integração entre o monitoramento de

meteoro e micrometeoritos e as posições dos satélites. Os serviços que geram previsão de colisão como satélites em órbita da Terra não usam as efemérides destes astros naturais que são monitorados. Como vimos, no capítulo anterior, esses incidentes podem causar sérios danos aos equipamentos dos satélites.

A partir desse trabalho, é possível que outros sejam desenvolvidos para preencher as lacunas que ainda existem sobre o monitoramento e segurança dos objetos lançados para explorar o espaço. Estamos cada vez mais próximos de lançar missões tripuladas para outros planetas e a segurança deve ser a prioridade para esses casos.

Esse trabalho pode também ser de base e referência para alunos que queiram conhecer a área de mecânica celeste, sobretudo quando voltada para astros artificiais.

Referências

- ASSUNÇÃO, A. A. de O. Breve reflexão sobre a trajetória intelectual de johannes kepler e as fundações da astronomia moderna. *Consciência.org*, 2010. Disponível em: <<https://www.consciencia.org/breve-reflexao-sobre-a-trajetoria-intelectual-de-johannes-kepler-e-as-fundacoes-da-astronomia-moderna>>. Citado na página 28.
- AVENI, A. F. *Exploring Ancient Skies*. [S.l.]: Springer, 2011. Citado na página 25.
- CANNON PAUL, e. a. Extreme space weather: impacts on engineered systems and infrastructure. *Royal Academy of Engineering*, 2013. Citado 3 vezes nas páginas 68, 71 e 73.
- CANTAO, R. *Sir Isaac Newton*. [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://www.ime.unicamp.br/~sandra/CCA/history/newton/newton.html>>. Citado na página 32.
- CENTER, N. S. W. P. *NOAA Space Weather Scales*. [S.l.], 2023. Disponível em: <<https://www.swpc.noaa.gov/noaa-scales-explanation>>. Citado na página 63.
- CENTER, N. S. W. P. *Satellite Drag*. [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://www.swpc.noaa.gov/impacts/satellite-drag>>. Citado na página 55.
- CILDEN-GULER, D.; KAYMAZ, Z.; HAJIYEV, C. Geomagnetic disturbance effects on satellite attitude estimation. *Acta Astronautica*, 2020. Citado na página 64.
- CLARKE, A. C. Can rocket stations give worldwide radio coverage? *Wireless World*, 1945. Disponível em: <<http://clarkeinstitute.org/wp-content/uploads/2010/04/ClarkeWirelessWorldArticle.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 37.
- COMSPOC. *SPACEBOOK BY COMSPOC*. [S.l.], 2024. Citado 3 vezes nas páginas 44, 45 e 46.
- DALAZOANA, R. *Métodos Geodésicos*. [S.l.]. Disponível em: <https://cartografica.ufpr.br/wp-content/uploads/2011/10/Cap4_Metodos-baseados-em-Geodesia-Espacial.pdf>. Citado na página 52.
- DINIZ, L. G. Galileu galilei- o mensageiro das estrelas. *Pion - Ligados na Física*, 2022. Disponível em: <<https://www.sbfisica.org.br/v1/portalpion/index.php/artigos/26-galileu-galilei-o-mensageiro-das-estrelas>>. Citado 2 vezes nas páginas 29 e 32.
- DROLSHAGEN, G. Impacts effects from small size meteoroids an space debris. *ScienceDirect*, 2008. Citado 5 vezes nas páginas 71, 73, 75, 76 e 77.
- ECHER, E. *Magnetosferas planetárias*. [S.l.], 2011. Citado na página 64.
- ESA. *Space debris by the numbers*. [S.l.], 2024. Disponível em: <https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers>. Citado na página 48.
- ESOC. *ESA's Fragmentation Database*. [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://fragmentation.esoc.esa.int/home>>. Citado 2 vezes nas páginas 48 e 50.

EUSST. *ESA'S ANNUAL SPACE ENVIRONMENT REPORT*. [S.l.], 2024. Disponível em: <https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 23 e 48.

EUSST. *European Union Space Surveillance Trackink*. [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://portal.eusst.eu/portalng/>>. Citado na página 43.

GALILEO. *Sidereus nuncius*. [S.l.], 1610. Disponível em: <<https://www.loc.gov/item/2010667904>>. Citado 3 vezes nas páginas 13, 30 e 31.

Lifetime of Objects in Geoestationary Trasnfer Orbit. Citado na página 55.

JIANG, P. Z. e Y. Z. D. The study os space debris and meteoroid impact effects on spacecraft solar array. *Protection of Materials and Structures from the Space Enviroment*, 2017. Citado na página 70.

JYOTHI, A. R. e S. A. Wheathering a solar superstorm: Starlink performance during the may 2024 storm. *Proceeding of 2nd International Workshop on LEO Network and Communication*, 2024. Citado 2 vezes nas páginas 73 e 74.

KELSO, D. T. *SATCAT Boxescore*. [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://celestak.org/satcat/boxscore.php>>. Citado na página 22.

KELSO, F. R. H. e Ronald L Roehrich e T. Spacetrack report nº3. 1988. Disponível em: <<https://www.celestak.com/NORAD/documentation/spacetrk.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 39.

KEPLER SARAIWA, M. d. F. *Astronomia e Astrofísica*. [S.l.]: Livraria da Física, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 29, 33 e 34.

KOONS, H. C.; FENELL, J. F. Space weather effects on communications satellites. *The Radio Science Bulletin*, 2006. Citado 2 vezes nas páginas 61 e 71.

M., D. R. S. F. e D. S. R. Gonçalves A. S. M. e C. G. *Efeitos do vento solar na magnetosfera terrestre: uma abordagem didática dos cinturões de Van Allen*. [S.l.], 2019. Citado na página 61.

MCELVAIN, R. J. *Effects of solar radiation pressure upon satellite attitude control*. [S.l.], 1961. Citado na página 66.

NASA. *What Is Orbital Debris?* [S.l.], 2019. Citado na página 23.

NASA. *What is a satellite?* [S.l.], 2024. Citado na página 24.

NOAA. *Layers of the Atmosphere*. [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://www.noaa.gov/jetstream/atmosphere/layers-of-atmosphere>>. Citado na página 54.

OLIVEIRA, E. Z. e D. N. D. M. The 10 october 2024 geomagnetic storm may have caused the premature reentry of a starlink satellite. 2024. Citado na página 74.

R., H. K. K. K.; CARRARA, V. *Satélites Artificiais - Movimento Orbital*. [S.l.], 2000. Citado 4 vezes nas páginas 55, 56, 59 e 60.

- ROSSETTO, E. A. d. S. *Lixo espacial e seu monitoramento. Contribuição pela modelagem correta de imagens traço, com certificação via astrometria de satélites geostacionários.* Dissertação (Mestrado) — UFRJ, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 68 e 69.
- S., I. E. et al. Icgem – 15 years of successful collection and distribution of global gravitational models, associated services, and future plans. *Earth System Science Data*, v. 11, n. 2, p. 647–674, 2019. Disponível em: <<https://essd.copernicus.org/articles/11/647/2019/>>. Citado na página 58.
- SHRIVASTAV, S. K. Orbital perturbations and stationkeeping of communication satellites. *Spacecraft vol. 15, nº2, 1978.* Disponível em: <<http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3222&context=smallsatseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.947.8871&rep=rep1&type=pdf>>. Citado na página 61.
- SOOP, E. *Handbook Geostationary Orbits.* [S.l.]: Space Technology Library, 1994. Citado na página 66.
- SPACE-TRACK. *Box Score Total Country.* [S.l.], 2024. Citado 3 vezes nas páginas 40, 42 e 43.
- TIKHONRAVOV, M. His contribution to the soviet lunar and interplanetary programme. *Journal of the BIS*, 2006. Citado na página 20.
- TURNER, P. *Early Space Travel in Science Fiction.* [S.l.], 0000. Disponível em: <<https://digitalgallery.bgsu.edu/exhibits/show/spacetravel/earlyscifispacetravel>>. Citado na página 36.
- UFRGS. *Leis de Kepler.* [S.l.]. Disponível em: <<https://www.if.ufrgs.br/tex/fis01043/20041/Diomar/kepler.html>>. Citado na página 34.
- VELOSO, A. J. *Kepler e a Ciência Moderna.* Dissertação (Mestrado) — Mestrado de História e Filosofia da Ciência, Lisboa, 2004. Citado na página 27.
- WATZECK, J. R. *Ouça o assustador som do campo magnético da Terra.* [S.l.], 2022. Disponível em: <<https://jornaltribuna.com.br/2022/11/ouca-o-assustador-som-do-campo-magnetico-da-terra/>>. Citado na página 63.
- WIKIPEDIA. *Vênus (planeta).* [S.l.], 2020. Disponível em: <[https://pt.wikipedia.org/wiki/V%C3%A9nus_\(planeta\)](https://pt.wikipedia.org/wiki/V%C3%A9nus_(planeta))>. Citado na página 29.
- WILLIAMS, D. D. R. *Telstar 1.* [S.l.], 2024. Disponível em: <<https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1962-029A>>. Citado na página 38.
- WUSK, T. J. C. e John Karcz e G. *Cost and Benefit Analysis of Orbital Debris Remediation.* [S.l.], 2023. Disponível em: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/03/otps_-_cost_and_benefit_analysis_of_orbital_debris_remediation_-_final.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 48 e 49.
- ZURITA, M. Dove-oscar 17: O primeiro satélite verdadeiramente 100 Olhar Digital, 2021. Disponível em: <<https://olhardigital.com.br/2021/03/08/columnistas/dove-oscar-17-o-primeiro-satelite-verdeadeiramente-100-brasileiro/>>. Citado na página 39.