

DETRITOS ESPACIAIS EM ÓRBITA DA TERRA: CAUSAS E CONSEQUÊNCIAS

 <https://doi.org/10.56238/sevened2025.011-075>

Jean Paulo dos Santos Carvalho

Doutor em Física

Centro de Ciência e Tecnologia em Energia e Sustentabilidade

Universidade Federal do Recôncavo da Bahia

Universidade Estadual de Feira de Santana

<https://orcid.org/0000-0002-1979-3739>

Valéria Santos Corbacho

Mestre em Astronomia

Universidade Estadual de Feira de Santana

<https://orcid.org/0000-0003-4181-891X>

RESUMO

Desde o lançamento do primeiro satélite artificial ao redor da Terra até a presente data vários objetos não funcionais estão orbitando o planeta, denominados de detritos espaciais. Neste trabalho, investigamos formas de mitigação de detritos espaciais para contribuir com a sustentabilidade da exploração espacial. Para isto, analisamos o relatório da ESA de 2022 onde apresentamos os principais dados da evolução de detritos espaciais. Apresentamos a modelagem matemática das principais perturbações orbitais e realizamos simulações numéricas para mostrar a evolução orbital de detritos espaciais. A ideia é incentivar missões e medidas sustentáveis para enfrentar a problemática global dos detritos espaciais.

Palavras-chave: Detritos espaciais. Sustentabilidade. Perturbações orbitais. Satélite artificial.

1 INTRODUÇÃO

Grande parte da vida contemporânea é dependente do aparato tecnológico enviado e estabelecido na órbita do nosso planeta. É a partir dessa tecnologia que monitoramos as mudanças climáticas e criamos os sistemas de comunicação e navegação, além de ajudar a evolução da ciência. No entanto, todos esses serviços derivados desse aparato tecnológico podem estar constantemente ameaçados de serem destruídos pelo crescente número dos detritos espaciais- objetos não funcionais que estão orbitando a Terra. Desde o início da era espacial, 1957, tem havido mais detritos espaciais em órbita do que satélites operacionais. De forma mais precisa, detritos espaciais são definidos como todos os objetos artificiais, incluindo fragmentos e elementos dos mesmos, em órbita da Terra ou reentrando na atmosfera, que não são funcionais (IADC, 2002 apud ESA, 2022, p. 10). Esses objetos também são denominados de lixo espacial.

O problema dos detritos espaciais foi divulgado, primeiramente no início da década de 1960, pelos Estados Unidos, mas somente em 1978, quando Donald Kessler (KESSLER E COUR-PALAIS, 1978) alertou para o perigo de colisões e explosões dos detritos espaciais em órbita, o que poderia provocar uma reação em cadeia (Síndrome de Kessler) e tornaria o voo espacial muito perigoso, foi que a comunidade científica internacional tomou conhecimento sobre a questão dos detritos. A primeira conferência organizada pela Agência Espacial Americana (NASA), ocorreu em 1982, com a temática voltada para os detritos espaciais, depois dela algumas outras conferências e reuniões levaram à criação da “Inter-Agency Debris Committee” (IADC) em 1993, inicialmente fundado pelas seguintes agências espaciais: ESA (Europa), NASA (EUA), JAXA (Japão) e Roscosmos (Federação Russa). Posteriormente mais nove agências se juntaram ao IADC: ASI (Itália), CNES (França), CNSA (China), CSA (Canadá), DLR (Alemanha), KARI (Coreia do Sul), ISRO (Índia), NSAU (Ucrânia) e UKSA (Reino Unido). Vale destacar que as atividades espaciais no Brasil são coordenadas pela Agência Espacial Brasileira (AEB), que é uma autarquia do Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação responsável pelo programa espacial do Brasil.

O IADC foi fundado como um fórum para intercâmbio técnico e coordenação sobre detritos espaciais e hoje é considerado como o principal organismo técnico internacional na área de detritos espaciais. Os detritos espaciais também têm sido um ponto de pauta recorrente na agenda do Subcomitê Científico e Técnico das Nações Unidas, Comitê sobre o Uso Pacífico do Espaço Exterior (UNCOPUOS) desde 1994. Em 2002, o IADC publicou suas Diretrizes de Mitigação de Detritos Espaciais, este documento traz uma série de normas sobre como projetar, lançar e descartar missões espaciais sem poluir o espaço próximo à Terra. As diretrizes estabelecidas pelo IADC, iniciaram propostas de descongestionamento da órbita e foram a base para políticas espaciais voltadas a esse propósito nos últimos 20 anos. Para ter uma visão geral dos esforços globais de mitigação de detritos e aumentar a conscientização sobre o espaço, desde 2016, a Agência Espacial Europeia (ESA), vem

publicando relatórios anuais do Ambiente Espacial (ver, por exemplo, ESA, 2022) atualizando sobre o que tem acontecido no ambiente espacial próximo à Terra e o que tem sido feito para torná-lo sustentável a longo prazo. Alguns dos objetivos do relatório são: fornecer uma visão geral transparente das atividades espaciais globais; estimar o impacto dessas atividades no ambiente espacial; quantificar o efeito de medidas de mitigação endossadas internacionalmente visando a sustentabilidade do meio ambiente. Os relatórios se baseiam em descrever o ambiente espacial com base nas características observáveis, a exemplo: na quantidade de massa, área e contagem de objetos passando por diferentes órbitas, com ênfase maior as órbitas: baixa (LEO) e geoestacionária (GEO). Também são identificadas no relatório as medidas mais aceitas internacionalmente de mitigação de detritos espaciais, tais como: cargas úteis e corpos de foguetes não devem liberar, ou minimizar ao máximo, os detritos espaciais durante operações normais; minimização do potencial de rupturas em órbita; evitar e/ou eliminar a presença permanente ou periódica de detritos espaciais principalmente na órbita terrestre baixa (LEO) e órbita geoestacionária (GEO); e prevenção de colisões em órbita. A utilização dessas medidas de mitigação de detritos espaciais pode tornar possível formas de operações espaciais sustentáveis, especialmente quando olhamos para o ambiente orbital da Terra como um recurso finito, assim a adoção internacional dessas medidas pode levar a um futuro em que os detritos espaciais não sejam um problema. Caso contrário, os detritos espaciais podem até inviabilizar as missões espaciais.

Vários estudos estão sendo desenvolvidos sobre mitigação de detritos espaciais. Por exemplo, em Gkolias e Colombo (2019) os autores começam descrevendo sobre o crescimento de detritos espaciais em órbita geoestacionária (GEO) e destacam que nos anos 90 os primeiros descartes eram enviados as órbitas cemitérios usadas até hoje para evitar o aumento da probabilidade de colisões entre os satélites da região GEO. A órbita cemitério é uma região de descarte que visa aumentar a altitude do perigeu em torno de 235 km e colocar o lixo espacial numa órbita quase circular acima da região GEO. Uma observação que fazemos aqui, é que o uso da órbita cemitério não diminuirá a probabilidade de colisão dos detritos e o retorno desses objetos para a região GEO, mas de qualquer forma é uma solução de mitigação. Em Formiga et al. (2019) os autores comentam sobre o perigo das nuvens de detritos formadas por pequenas partículas ou fragmentos gerados devido explosões de corpos naturais ou artificiais, onde estudaram a evolução dos parâmetros ao se aproximar da Terra, pois cada fragmento possuirá valores de excentricidade e semieixo maior distintos. A ideia foi mapear e analisar as diferentes trajetórias dessa nova distribuição de elementos espaciais fazendo os cálculos das variações orbitais de cada fragmento da nuvem, após o cálculo da densidade é possível estabelecer o número médio de colisões, determinando os possíveis riscos de colisões com veículos espaciais e as manobras necessárias para evitá-la.

Em Carvalho et al. (2021), os autores chamam atenção aos impactos e os perigos que os detritos espaciais podem causar tanto à sociedade como a exploração espacial, apresentam também propostas

para solucionar esse problema com o avanço da tecnologia. Os autores fazem uma comparação do aumento de detritos baseado nos relatórios da ESA dos anos 2017, 2018 e 2019. Em Carvalho et al. (2022) é considerado uma vela solar como forma de remoção de detritos espaciais, que é uma tecnologia que abre possibilidades novas e desafiadoras para missões da ciência espacial, como exploração do espaço profundo, estratégias de remoção de detritos espaciais e missões de longo período no sistema solar. Vela solar é um tipo de propulsão que utiliza a pressão de radiação solar para gerar aceleração, ganha impulso ao refletir os fótons. Os autores analisam a evolução orbital de detritos espaciais considerando as principais forças perturbadoras e uma vela solar acoplada ao detrito. Também desenvolvem um modelo matemático para a pressão de radiação solar (PRS) em que o corpo perturbador está em órbita elíptica e inclinada. Em Früh e Jah (2014) os autores consideram a força da pressão de radiação para analisar a relação área/massa, a área efetiva real que é exposta ao Sol, as propriedades de reflexão e da orientação dessa área efetiva. Em Casanova et al. (2015) é desenvolvido um modelo analítico e numérico para propagar os detritos espaciais na órbita geoestacionária terrestre. Os autores constataram que para grandes valores do coeficiente área/massa, a PRS é a perturbação mais importante. Também foi constatado que o efeito J2 devido ao achatamento da Terra, o efeito do Sol e da Lua como corpos perturbadores, são os próximos, em ordem de grandeza na dinâmica estudada. A aplicação do modelo empregado permite a propagação de detritos que podem ficar em órbita durante milhares de anos por causa da excentricidade da órbita geoestacionária, que tem ordem de grandeza de cerca de 10^{-2} , e não sofre influência do efeito do arrasto atmosférico causado pelos gases que formam a atmosfera terrestre.

Em Kelly et al. (2016) é mostrado que é plausível explorar o efeito natural da PRS para manobrar detritos espaciais na órbita GEO. Provocando o deslocando desses objetos para a órbita cemitério próxima a região da GEO. Para isso haveria a necessidade de um sistema de controle para garantir que o detrito seja colocado nessa órbita cemitério. Em Ferreira (2019), Lima (2019) e Gonçalves (2021) os autores estudaram a temática de detritos espaciais, em especial, analisando a evolução orbital de detritos considerando as principais perturbações orbitais. Destacando que a vela solar foi levada em conta para amplificar o crescimento da excentricidade e com isso direcionar os detritos para a atmosfera terrestre para serem incinerados. É sabido que a remoção de detritos espaciais é necessária para reduzir a probabilidade de colisões em órbita e reduzir o potencial de falha da missão de naves espaciais ativas, como comentado em Arshad et al. (2025). Os autores fizeram uma vasta revisão sobre mitigação de detritos espaciais. Vários métodos ativos e passivos foram analisados para remover ou desorbitar detritos espaciais. Os métodos ativos incluem o uso de tentáculos, braços robóticos, redes, amarras, arpões, lasers, módulos desorbitadores, guias de feixe de íons, métodos baseados em espuma e sling-sat, enquanto os métodos passivos incluem o uso de velas de arrasto e velas solares.

Assim, detritos espaciais constitui um problema que tem impacto na exploração espacial, esses objetos podem causar danos em satélites artificiais em operação na órbita terrestre, e quando retornam para o planeta, podem causar prejuízos por consequência da queda de fragmentos em regiões habitacionais ou industriais. A sustentabilidade do ambiente espacial é essencial para assegurar a exploração da órbita terrestre com eficiência e responsabilidade. A busca pela sustentabilidade em todas as áreas da exploração de espaços ambientais é atualmente um tema essencial para o sucesso de qualquer empreendimento tecnológico que busca o desenvolvimento econômico e científico. A sustentabilidade detém um conceito amplo que deve ser aplicado ao ambiente de exploração espacial. A comissão de Brundtland definiu o Desenvolvimento Sustentável como (CASSEN, 1987, p. 16).

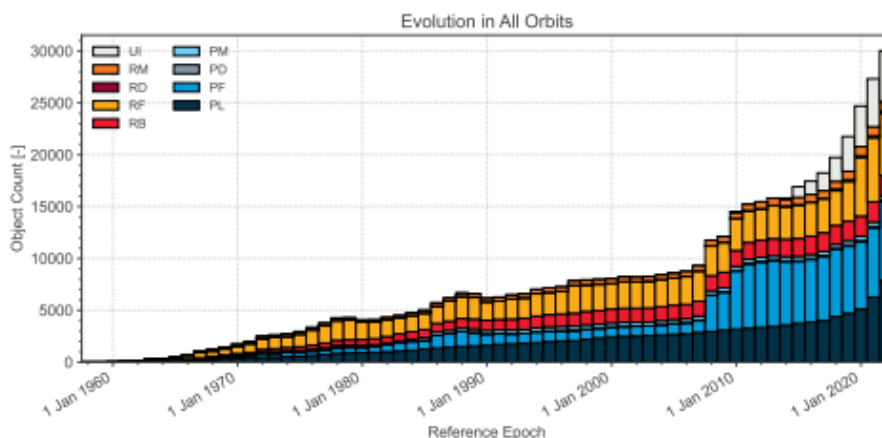
(...) aquele que satisfaz as necessidades do presente sem comprometer a capacidade das futuras gerações de satisfazer suas próprias necessidades.

Quando a exploração do espaço respeita o princípio do desenvolvimento sustentável, assegura a utilização eficaz e duradoura do ambiente espacial. Para que possamos continuar futuramente se beneficiando com os avanços das tecnologias presentes no espaço, é necessário a utilização do ambiente espacial de forma sustentável, investindo em tecnologias para a mitigação do lixo espacial visando a exploração do ambiente espacial sustentável.

2 NÚMEROS DE DETRITOS ESPACIAIS

De acordo com a ESA (2022), o número de detritos espaciais atualmente é muito grande, e seu acúmulo não para de crescer e congestionar a órbita terrestre. Estima-se que existam aproximadamente 30.000 detritos espaciais rastreados na órbita da Terra. A evolução em anos desses objetos catalogados em órbita é representada na Figura 1. Os dados são subdivididos com base na classificação de objetos e órbitas. A Figura 1 mostra que a partir de 2020 o número de objetos em torno da Terra cresceu consideravelmente, em especial, pelo lançamento de grandes constelações de pequenos satélites enviados ao espaço por empresas privadas.

Figura 1 – Evolução do número de objetos em órbita da Terra.

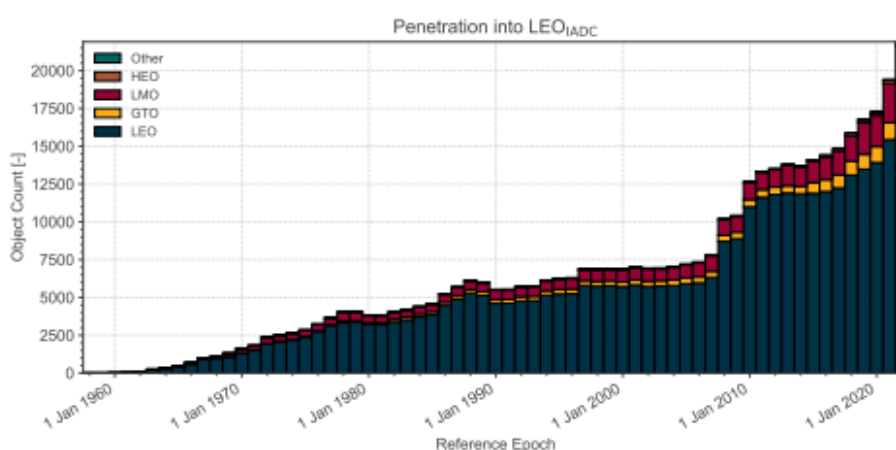


(a) Evolution of number of objects.

Fonte: ESA (2022).

Em relação às órbitas LEO e GEO, o número absoluto e equivalente de objetos que interferem com essas regiões são representados nas Figuras 2 e 3. A Figura 2 mostra a evolução do número absoluto de objetos que residem ou penetram na órbita LEO. Agora, a Figura 3 mostra a evolução do número absoluto de objetos que residem ou penetram na órbita Geoestacionária (GEO). Comparando as Figuras 2 e 3 é possível visualizar a diferença da quantidade de objetos nessas órbitas. Na órbita LEO (Figura 2) o número de objetos é bem superior do que o número de objetos em órbita GEO (Figura 3). Isso se deve ao fato do maior número de satélites artificiais em operação em órbita LEO e também pelos descartes de foguetes de lançamento. Acrescentando a passagem, pela região LEO, de outros objetos que estão em órbitas mais altas.

Figura 2 – Evolução do número absoluto de objetos na órbita LEO.



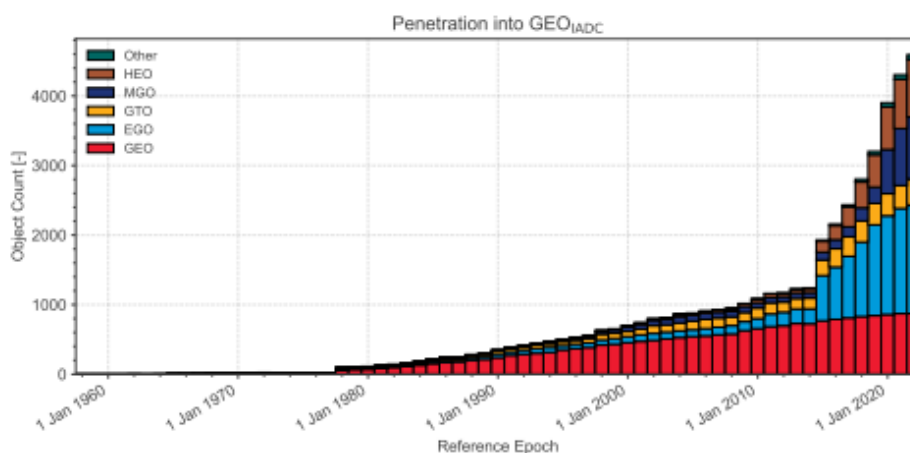
(a) Evolution of absolute number of objects.

Fonte: ESA (2022).

O relatório da ESA (2022) destaca o crescimento no número de lançamentos desde 2020, principalmente devido a criação de constelações de satélites, o que tornou os lançamentos além de mais

intensos, também mais compactos, pois diversos satélites são lançados ao mesmo tempo e a maioria deles têm massa de 100 a 1.000 kg. Essas ações influenciaram bastante na redução dos custos de lançamento, mas também tornaram mais complexo monitorar esses objetos de maneira individual, além de aumentar o número de satélites e consequentemente de detritos espaciais, principalmente na órbita baixa da Terra, tornando-a ainda mais congestionada. Com isso, segundo a ESA (2022), nos últimos anos os encontros entre satélites ativos e detritos, chamados “conjunções”, também se tornaram mais frequentes, e essa tendência será crescente, pois, mesmo sendo observado um crescimento do descarte adequado de satélites inativos e de foguetes usados para lançamento dos satélites, ainda existem vários deles à deriva. Por esta razão, o relatório associa essa prática insustentável a ocorrência da Síndrome de Kessler, em que o aumento do número de colisões, poderia provocar um efeito em cascata e comprometer o uso sustentável do espaço próximo à Terra.

Figura 3 – Evolução do número absoluto de objetos na órbita GEO.



(a) Evolution of absolute number of objects.

Fonte: ESA (2022).

Nos eventos de conjunções são emitidos alertas que nem sempre indicam uma colisão fatal, porém como o número de objetos orbitando o nosso planeta cresceu muito ao longo dos anos, é necessário um sistema de rastreamento ainda mais eficaz e automático, a exemplo do que vem sendo desenvolvido pela ESA (ESA CROSS - Software de Avaliação de Risco de Colisão) para detectar potenciais conjunções com objetos catalogados, capaz de realizar manobras para prevenir colisões e reduzir os alarmes falsos. Vale destacar que além dos telescópios que observam os detritos da Terra, também existe tecnologia para observação a partir do espaço, em que sensores a bordo de satélites artificiais em LEO são utilizados para fazer o monitoramento de objetos em GEO (HU et al. 2016).

Segundo a ESA (2022), a análise apresentada nos relatórios tem sido sistematicamente repetida anualmente desde 2015. No regime da órbita LEO, diante da constatação do aumento de eventos de conjunção no ambiente espacial, e embora hoje já exista uma melhor conscientização a respeito desse

problema, pouco ainda foi feito. Se o modo de lançamento e descarte dos objetos espaciais não forem suficientemente sustentáveis, o número de colisões no espaço orbital terrestre será futuramente insuportável e catastrófico. Para a ESA (2022), a alternativa mais viável para amenizar essa questão seria a normatização e a execução das diretrizes de mitigação já estabelecidas pela IADC, onde as nações, instituições e agências espaciais deveriam cumprir às normas já estabelecidas, como também começarem a limpar o espaço próximo à Terra. Atitudes que evitariam o aumento das conjunções e do congestionamento orbital terrestre, assegurando a continuidade da exploração espacial e dos serviços via satélite. Desde o início da era espacial até o final de 2021, houve 636 fragmentações confirmadas em órbita, um resumo das estatísticas sobre os eventos de fragmentação registrados é relatado na Tabela 1. As medidas de mitigação de descarte pós-missão visam especificamente reduzir a interferência a longo prazo de um objeto no ambiente espacial, especialmente nas órbitas LEO e GEO. Essas medidas estão associadas a critérios de tempo, ou seja, os chamados tempos de vida orbitais e, portanto, requerem avaliar a evolução a longo prazo das órbitas. Para ambas as órbitas, diferentes medidas de mitigação implicam diferentes operações de fim de vida.

Tabela 1: Estatísticas sobre eventos de fragmentação.

	Todo o histórico	Últimos 20 anos
Número de eventos	636	246
Eventos não deliberados por ano	9,5	11,7
Taxa anual de eventos em que 50% dos fragmentos gerados têm uma vida útil superior a 10 anos	2,8	2,6
Taxa anual de eventos em que 50% dos fragmentos gerados têm uma vida útil superior a 25 anos	1,9	1,7
Tempo médio (anos) entre o lançamento e a fragmentação	5,5	10,2
Tempo médio (anos) entre o lançamento e a fragmentação	1,0	6,8

Fonte: ESA (2022).

O Quadro 1 mostra o número de objetos de diferentes tamanhos em órbita da Terra e as suas implicações caso aconteça uma colisão de um detrito com um veículo espacial. Vale destacar que os dados foram obtidos por modelos científicos que estimam o número total de objetos de detritos espaciais na órbita da Terra. Dessa forma, podemos compreender melhor a situação do ambiente espacial e procurar resolver a situação dos detritos espaciais buscando tecnologias que possam tornar as missões espaciais sustentáveis. As agências espaciais internacionais têm se esforçado em divulgar esses dados para mostrar que a situação realmente é preocupante e que devemos nos atentar para essa problemática antes que ocorra a chamada Síndrome de Kessler, ou seja, antes que os detritos colidindo entre si possam se tornar autossustentáveis e com isso prejudicar ou inviabilizar a exploração espacial.

Quadro 1- Lixo espacial em números

Número de objetos	Tamanho dos objetos	Implicações
29.000	maiores que 10 cm (esses são catalogados)	Uma colisão implicaria em uma fragmentação catastrófica de um satélite típico.
670.000	maiores que 1 cm	Uma colisão desativaria uma espaçonave e penetraria nos escudos da ISS.
Mais de 170 milhões	maiores que 1 mm	Uma colisão pode destruir subsistemas a bordo de uma nave espacial.

Fonte: ESA (acessado em 16/07/2022)

https://www.esa.int/Space_Safety/Clean_Space/How_many_space_debris_objects_are_currently_in_orbit

3 OPERAÇÕES DE FIM DE VIDA EM ÓRBITA TERRESTRE BAIXA (LEO)

O arrasto atmosférico é a perturbação mais intensa na região da órbita LEO, por essa razão o decaimento natural é a forma de reentrada de detritos espaciais e que ocorre com maior frequência nessa órbita. Uma carga útil ou corpo de foguete operando na órbita LEO, deve limitar a sua presença pós-missão a um máximo de 25 anos (ESA, 2022) a partir do fim da missão. Porém apenas essa regra não levará a diminuição na quantidade de detritos espaciais, mas é um passo importante para limitar a taxa de crescimento de detritos espaciais na órbita LEO. Para objetos catalogados, a atividade orbital de uma carga útil ou corpo de foguete pode ser calculado e o tempo de vida orbital estimado. A investigação direta (comunicação com os proprietários do objeto), pode ser mais eficiente, porém nem sempre a solicitação de dados pode ser respondida, ou nem todos os proprietários podem ser identificados, o que acaba dificultando ainda mais o processo para determinar o fim da fase operacional de um objeto.

A metodologia para determinar o fim da fase operacional de um objeto em órbita LEO, requer muito mais que apenas as informações da órbita, é necessária uma abordagem estatística, que engloba itens como: categorização da missão e capacidade de controle de órbita (CCO). Os limites entre ter ou não CCO nem sempre são bem definidos pela tecnologia. Pois os efeitos observados pelo sistema de vigilância espacial podem não ser distinguidos com precisão em muitos casos. Manobras impulsivas, uso multi-revoluções de propulsão elétrica e grandes implantações de vela de arrasto são captados de forma confiável e, portanto, os objetos que exibem essas características são categorizados como tendo CCO. O relatório da ESA (2022) ressalta que deve existir uma avaliação de limitação de tempo de vida útil dos satélites, conforme as diretrizes de mitigação, a categorização de cada objeto torna-se fixa após 25 anos. Porém, as perturbações naturais que interferem na órbita dos satélites podem provocar a reentrada antes desse período estabelecido ou missões que removam grandes pedaços de detritos espaciais, nesse caso só deverá ser contabilizado apenas quando se efetivar tal ação. As realocações da órbita LEO para órbitas com altitude de perigeu acima de 2.000 quilômetros não são mais viáveis no fim da vida útil dos satélites, essa prática de mitigação de detritos não garante a sustentabilidade no

espaço próximo à Terra, pois os mesmos devem decair a altitude com o passar dos anos, retornando à situação inicial.

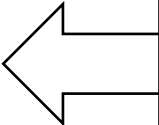
4 OPERAÇÕES DE FIM DE VIDA EM ÓRBITA GEOESTACIONÁRIA (GEO)

Na órbita Geoestacionária, diferente do que acontece na órbita LEO, não existe nenhum mecanismo natural que possibilite os detritos a saírem dessa região. Apesar da PRS ser um dos efeitos perturbadores mais intensos nessa órbita (CASANOVA et al., 2015; VILHENA DE MORAES, 1981), não há necessariamente uma certeza quanto ao decaimento e reentrada dos objetos, findada sua utilidade. As previsões neste caso, são a longo prazo e sujeitas a incertezas. É sabido que detritos em órbita GEO podem permanecer por centenas de anos (CARVALHO et al., 2022; GKOLIAS E COLOMBO, 2019 e referências neles contidas).

Segundo o relatório da ESA (2022), uma carga útil ou corpo de foguete operando na órbita GEO, deve ser manobrado de forma controlada durante a fase de descarte para uma órbita que se encontra totalmente fora da Região Protegida GEO, evitando o seu congestionamento. Dentro da órbita GEO, a medida de mitigação foi reformulada pela IADC, para garantir que o descarte ocorra em uma órbita cemitério, por exemplo, com o mínimo de interferência. Para isto ocorrer, pelo menos uma das duas condições a seguir deve ser executada:

- A órbita possuir excentricidade inicial menor que 0,003
- A órbita possuir altitude perigeu mínima ΔH (em km) acima da altitude geoestacionária, de acordo com a equação:

$$\Delta H = 235 + (1000CrA/m)$$



Cr é o coeficiente de pressão de radiação solar (adimensional);

A/m é a razão da área da seção transversal (em m²) por massa (em kg) da carga útil.

Além da órbita de descarte ter que possuir uma altitude do perigeu suficientemente acima da altitude geoestacionária, as forças de perturbação, como PRS, atração gravitacional, distribuição não uniforme de massa, entre outras, e efeitos de ressonâncias não devem fazer com que a carga útil e os corpos de foguete retornem para a região protegida GEO dentro de 100 anos, ou seja, a longo prazo. Em resumo, a liberação da órbita geoestacionária será tida com sucesso, se atendidos os critérios da formulação do IADC.

Neste presente trabalho, baseado na metodologia apresentada em Carvalho et al. (2022), consideramos a vela solar para amplificar o crescimento da excentricidade de um detrito na região GEO de tal forma que o detrito possa se aproximar da atmosfera da Terra para ser incinerado.

5 MODELAGEM MATEMÁTICA

Nesta seção, apresentamos a modelagem matemática. Consideramos na dinâmica as principais perturbações orbitais sobre o movimento orbital de detritos espaciais. A saber, a distribuição não uniforme de massa da Terra (achatamento nos polos), a perturbação do terceiro corpo (Sol e Lua) e a PRS. Na mecânica celeste, a posição de um corpo celeste natural ou artificial é determinada pelos elementos orbitais keplerianos, são seis elementos que estão apresentados no Quadro 2.

Quadro 2- Elementos orbitais

Símbolos	Denominação	Definem
a	Semieixo maior	Forma e dimensão
e	Excentricidade	Forma e dimensão
$\Omega=h$	Longitude do nodo ascendente	Posição do plano orbital no espaço
i	Inclinação	Posição do plano orbital no espaço
$\omega=g$	Argumento do perigeu	Orientação da elipse no plano orbital
t_0	Época de passagens do perigeu	Localização do satélite na elipse orbital

Fonte: Elaboração própria

A equação de movimento da nave espacial é dada por

$$\ddot{\mathbf{r}} = \ddot{\mathbf{r}}_T + \ddot{\mathbf{r}}_{3C} + \ddot{\mathbf{r}}_{PRS}, \quad (1)$$

em que $\ddot{\mathbf{r}}_T$ é a força induzida pelo campo gravitacional da Terra, o termo $\ddot{\mathbf{r}}_{3C}$ é a resultante da atração gravitacional do terceiro corpo (Sol e Lua) e o termo $\ddot{\mathbf{r}}_{PRS}$ representa a aceleração gerada pela PRS. Da equação (1), o termo $\ddot{\mathbf{r}}_T$ pode ser apresentado como o gradiente de um determinado potencial U_T que está escrito em termos do vetor posição $\mathbf{r}$ da espaçonave em relação ao planeta central, como mostra a equação (2):

$$\ddot{\mathbf{r}}_T = \nabla U_T(\mathbf{r}), \quad (2)$$

reescrevendo a equação (2) usando equações conhecidas da Mecânica Celeste, no modelo de média simples, para escrever o potencial perturbador em função dos elementos orbitais, após algumas manipulações algébricas obtemos a equação (3), referente ao achatamento nos polos do corpo central (CARVALHO et al., 2022),

$$\langle R_{J_2} \rangle = -\frac{1}{4} R_e^2 J_2 \frac{n^2 (-2 + 3 \sin^2 i)}{(1 - e^2)^{\frac{3}{2}}}, \quad (3)$$

em que R_E é o raio equatorial da Terra, n é o movimento médio do detrito. O termo devido ao achatamento da Terra (J_2) considerado é o segundo termo zonal do geopotencial. O termo $\ddot{\mathbf{r}}_{3C}$ dado na equação (1), pode ser escrito na forma (MURRAY E DERMOTT, 1999)

$$\ddot{\mathbf{r}}_{3C} = -\mu_{\odot} \left(\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}\|^3} + \frac{\mathbf{r}_{\odot}}{\|\mathbf{r}_{\odot}\|^3} \right), \quad (4)$$

em que $\mu_{\odot}$ é o parâmetro gravitacional do Sol e $\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}$ é o vetor na direção da sonda para o Sol. Para representar a equação da perturbação do terceiro corpo (Sol e Lua) em função dos elementos orbitais

novamente usamos as equações da Mecânica Celeste. Este desenvolvimento é apresentado em Carvalho et al. (2022), em que o modelo de média simples é aplicado considerando o terceiro corpo em órbita elíptica e inclinada, ver Apêndice A em Carvalho et al. (2022). Agora, considerando o termo $\ddot{r}_{PRS}$ (PRS), em Tresaco et al. (2018) é apresentado a aceleração exercida em um corpo perfeitamente refletido pela radiação solar, expressa na equação (5), no sistema inercial Oxyz, centrada no corpo central, descrito como:

$$\ddot{r}_{PRS} = -2P \frac{A}{M} \frac{r - r_{\odot}}{\|r - r_{\odot}\|}, \quad (5)$$

em que $r - r_{\odot}$ é o vetor na direção da sonda para o Sol, e (A/m) é o coeficiente de área-massa da sonda. O sinal de menos na equação (5) aparece porque a aceleração é oposta à direção positiva desse vetor, e P , ver equação (6), indica a pressão de radiação solar, dado por:

$$P = \frac{I}{c}, \quad (6)$$

sendo I o fluxo solar na superfície do plano iluminado e c é a velocidade da luz. O fluxo solar I , equação (6), é definido como a quantidade de energia recebida na superfície do satélite iluminado. Definido por (TRESACO et al., 2018)

$$I = I_0 \left(\frac{1}{\rho} \right)^2. \quad (7)$$

A constante solar I_0 em 1 unidade astronômica (UA) é 1358 W/m^2 , e ρ é a distância média da Terra ao Sol (1 UA). Em Tresaco et al. (2016), a equação (8) representa β , um parâmetro adimensional que é a proporção adimensional da aceleração da PRS em relação à aceleração gravitacional solar que mede a eficiência da vela. A equação (9) caracteriza o parâmetro de carregamento crítico para a Terra, e a equação (10) corresponde ao parâmetro de carregamento da vela (densidade da área) (TRESACO et al., 2018; MCINNES, 1999).

$$\beta = \frac{\sigma^*}{\sigma}, \quad (8)$$

$$\sigma^* = 1.53 \left(\frac{1}{\rho} \right)^2, \quad (9)$$

$$\sigma = \frac{m}{A}. \quad (10)$$

Em termos de luminosidade do Sol $L_{\odot}$ a aceleração da vela solar também pode ser descrita como:

$$\ddot{r}_{PRS} = \frac{L_{\odot}}{c^2 \pi \rho^2} \frac{A}{m} (\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n}, \quad (11)$$

a equação (11), considerando a permanência da vela em uma orientação fixa perpendicular à linha do Sol ($\mathbf{u}_i \parallel \mathbf{n}$), então o efeito da vela assume seu valor máximo $(\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n}) = 1$. Diante disso, o parâmetro de carregamento da vela pode ser escrito como: $\sigma^* = L_{\odot}/c^2 \pi \mu_{\odot}$. Tendo em vista, que a vela deve

manter a orientação perpendicular à linha do Sol $\mathbf{n} = \rho/||\rho||$, e a vela está localizada à distância do sol $\rho = ||\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}||$, a PRS é dada pela equação (12) (TRESACO et al., 2016):

$$\ddot{\mathbf{r}}_{PRS} = \beta \mu_{\odot} \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}}{||\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}||^3}, \quad (12)$$

assim, podemos escrever a aceleração da vela devido à PRS como o gradiente do seguinte potencial:

$$U_{PRS} = -\beta \mu_{\odot} \frac{1}{||\mathbf{r} - \mathbf{r}_{\odot}||}. \quad (13)$$

A perturbação devido à PRS tem dependência direta com a massa e tamanho da nave espacial e altitude da órbita; dessa forma, variamos o coeficiente área-massa e altitude do satélite para observar os impactos gerados na dinâmica da vela. Após as manipulações algébricas e aplicação do modelo de média simples a equação (13) pode ser descrita em função dos elementos orbitais, esse desenvolvimento é apresentado em Carvalho et al., (2022), ver sua equação (22). A equação devido a PRS é posta na forma

$$\begin{aligned} \langle R_{SRP} \rangle = & \frac{81}{27} \beta \frac{e a n_{\odot}^2 a_{\odot}}{(1-e_{\odot}^2)^2} \left(-\frac{1}{27} (20 \cos(i) - 20) (\cos(i_{\odot}) - 1) (e_{\odot}^2 - 2/5) \times \right. \\ & \cos(-l_{\odot} + g - h - g_{\odot} + h_{\odot}) - \frac{1}{27} (20 e_{\odot}^2 - 8) (\cos(i) + 1) \times \\ & (1 + \cos(i_{\odot})) \cos(-l_{\odot} + g + h - g_{\odot} - h_{\odot}) + e_{\odot}^2 \times \\ & (\cos(i_{\odot}) - 1) (\cos(i) - 1) \cos(-3l_{\odot} + g - h - g_{\odot} + h_{\odot}) + \\ & e_{\odot}^2 (\cos(i) + 1) (1 + \cos(i_{\odot})) \cos(-3l_{\odot} + g + h - g_{\odot} - h_{\odot}) + \\ & \frac{16}{27} e_{\odot} (\cos(i_{\odot}) - 1) (\cos(i) - 1) \cos(-2l_{\odot} + g - h - g_{\odot} + h_{\odot}) + \\ & \frac{16}{27} e_{\odot} (\cos(i) + 1) (1 + \cos(i_{\odot})) \cos(-2l_{\odot} + g + h - g_{\odot} - h_{\odot}) - \\ & \frac{1}{27} e_{\odot}^2 (1 + \cos(i_{\odot})) (\cos(i) - 1) \cos(-l_{\odot} + g - h + g_{\odot} + h_{\odot}) - \\ & \frac{1}{27} e_{\odot}^2 (\cos(i_{\odot}) - 1) (\cos(i) + 1) \cos(-l_{\odot} + g_{\odot} - h_{\odot} + g + h) + \\ & \frac{1}{27} e_{\odot}^2 (\cos(i_{\odot}) - 1) (\cos(i) - 1) \cos(l_{\odot} + g - h - g_{\odot} + h_{\odot}) + \\ & \frac{1}{27} e_{\odot}^2 (\cos(i) + 1) (1 + \cos(i_{\odot})) \cos(l_{\odot} + g + h - g_{\odot} - h_{\odot}) - \\ & \frac{16}{27} e_{\odot} (1 + \cos(i_{\odot})) (\cos(i) - 1) \cos(2l_{\odot} + g - h + g_{\odot} + h_{\odot}) - \\ & \left. \frac{16}{27} e_{\odot} (\cos(i_{\odot}) - 1) (\cos(i) + 1) \cos(2l_{\odot} + g_{\odot} - h_{\odot} + g + h) - \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& e_{\odot}^2(1 + \cos(i_{\odot}))(\cos(i) - 1) \cos(3l_{\odot} + g - h + g_{\odot} + h_{\odot}) - \\
& e_{\odot}^2(\cos(i_{\odot}) - 1)(\cos(i) + 1) \cos(3l_{\odot} + g_{\odot} - h_{\odot} + g + h) + \\
& \frac{1}{27}(20 \cos(i) - 20)(e_{\odot}^2 - 2/5)(1 + \cos(i_{\odot})) \cos(l_{\odot} + g - h + g_{\odot} + h_{\odot}) + \\
& \frac{1}{27}(20 \cos(i_{\odot}) - 20)(e_{\odot}^2 - 2/5)(\cos(i) + 1) \cos(l_{\odot} + g_{\odot} - h_{\odot} + g + h) + \\
& 2\left(-\frac{20e_{\odot}^2}{27} + \frac{8}{27}\right) \cos(-l_{\odot} - g_{\odot} + g) + \cos(-3l_{\odot} - g_{\odot} + g)e_{\odot}^2 + \\
& \frac{16}{27} \cos(-2l_{\odot} - g_{\odot} + g)e_{\odot} - 1/27 e_{\odot}^2 \cos(-l_{\odot} + g_{\odot} + g) + \\
& \frac{1}{27} e_{\odot}^2 \cos(l_{\odot} - g_{\odot} + g) - \frac{16}{27} e_{\odot} \cos(2l_{\odot} + g_{\odot} + g) - \\
& e_{\odot}^2 \cos(3l_{\odot} + g_{\odot} + g) + \cos(l_{\odot} + g_{\odot} + g)\left(\frac{20e_{\odot}^2}{27} - \frac{8}{27}\right) \sin(i) \sin(i_{\odot})
\end{aligned}
\tag{14}$$

Note que os símbolos com índice $\odot$ representam os mesmos elementos orbitais definidos no Quadro 1, só que agora representam os elementos orbitais do Sol (ou Lua), ou seja, da órbita da Terra em torno do Sol (ou Lua). Sendo $l_{\odot}$ a anomalia média do Sol (ou Lua).

Considerando as perturbações definidas anteriormente, PRS (R_{PRS}), o achatamento devido ao J_2 (R_{J_2}), as perturbações da Lua (R_{Lua}) e do Sol (R_{Sol}), o potencial perturbador R é dado pela soma das equações das perturbações orbitais, descrito por

$$R = R_{Sol} + R_{Lua} + R_{PRS} + R_{J_2}. \tag{15}$$

Substituindo o potencial perturbador dado pela equação (15) nas equações planetárias de Lagrange (equação 16) e integrando numericamente o sistema de equações diferenciais não lineares obtemos os resultados mostrados na próxima seção. Consideramos o método de integração numérica do Software Maple, “Fehlberg fourth-fifth order Runge-Kutta method with degree four”.

$$\begin{aligned}
\frac{de}{dt} &= \frac{-\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial g} + \frac{1-e^2}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial M} \\
\frac{di}{dt} &= \frac{-1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial h} + \frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial g} \\
\frac{dg}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial e} - \frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial i} \\
\frac{dh}{dt} &= \frac{1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial i}.
\end{aligned}
\tag{16}$$

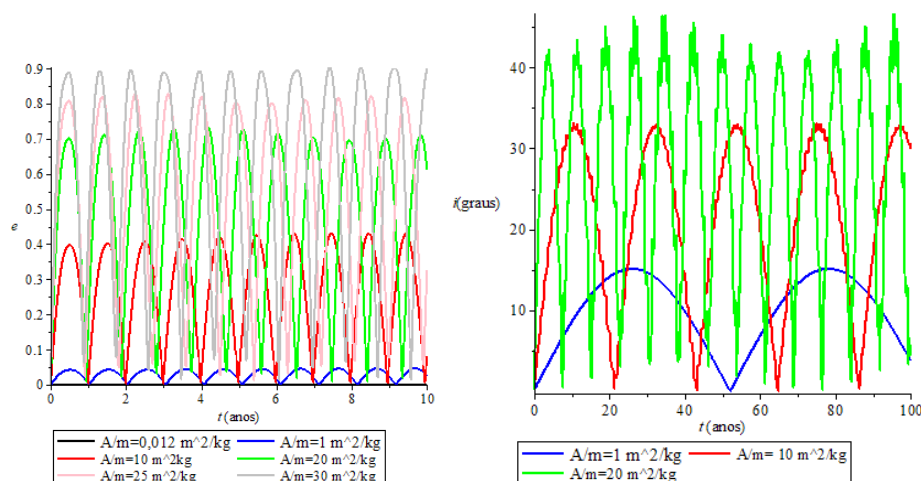
6 RESULTADOS

Integrando numericamente a equação (16) usando o potencial perturbador dado pela equação (15) via Software Maple, obtemos a variação dos elementos orbitais em função do tempo. Consideramos aqui as simulações numéricas para investigar o comportamento orbital de um satélite artificial (Simulação 1) em operação e de dois detritos espaciais do tipo satélite desativado (Simulação 2 e 3).

6.1 SIMULAÇÃO 1 - SATÉLITE EM OPERAÇÃO

O Galaxy 30 (G-30) é um satélite artificial que foi colocado em órbita geossíncrona da Terra, faz parte da frota Galaxy da Intelsat. Os dados orbitais foram obtidos do sítio <https://www.privateer.com/>. Dados orbitais: $a=42165,8$ km, $e=0,0002$, $i=0,1640$ graus, $\Omega=85,9517$ graus e $w=34,3472$ graus, que corresponde a órbita de um satélite geoestacionário. Vale destacar que quando a excentricidade de um veículo espacial cresce ao longo do tempo, ou seja, a órbita vai ficando mais achatada e o veículo tende a se aproximar da superfície do corpo central ou até mesmo colidir com ele. A relação área/massa de um satélite típico é da ordem de $0,012$ m²/kg. A Figura 4(a) mostra que para um satélite típico a excentricidade praticamente não varia ao longo do tempo (curva preta), permanecendo estável por muito tempo. Agora, quando é acionado a abertura de uma vela solar para aumentar a área do veículo espacial notamos que quanto maior a área maior o crescimento da excentricidade (diretamente proporcional). O efeito da PRS é dominante em relação as outras perturbações quando é levado em conta uma grande área e pequena massa. Portanto, a PRS é a responsável pelo crescimento da excentricidade fazendo com que o veículo se aproxima da região de reentrada para o satélite ser incinerado na atmosfera terrestre. Dessa forma, é possível retirar o satélite da região geoestacionária no final de sua vida útil de forma sustentável, pois a propulsão utilizada pela vela usa a fonte de energia proveniente do Sol, que é uma fonte de energia limpa e abundante. Porém, há uma limitação da tecnologia para produzir uma vela com relação A/m muito grande, como alguns valores mostrados na Figura 4(a), para forçar o crescimento da excentricidade para altos valores. Veja que a Figura 4(b) mostra que é possível amplificar o crescimento da inclinação para menores valores da relação A/m , porém para um intervalo de tempo superior ao da Figura 4(a).

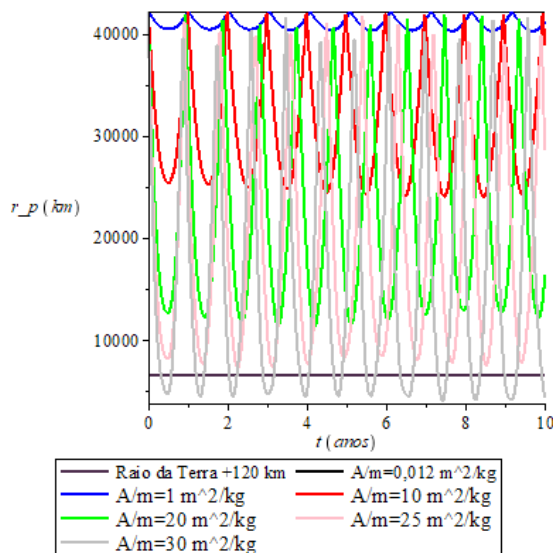
Figura 4 – (a) e versus tempo para diferentes valores de área massa. (b) i versus tempo para diferentes valores de área massa.



Fonte: Elaboração própria

A Figura 5 mostra a posição do perigeu, isto é, a posição do satélite quando ele se encontra mais próximo da Terra. Para o valor de $A/m=25$ o satélite se aproxima da região de reentrada (reta horizontal na cor violeta)- região 120 km acima da superfície da Terra. Para o valor $A/m=30$ o satélite realmente entra na região do arrasto atmosférico e, dessa forma, o objeto será incinerado durante a reentrada. Este é o objetivo de usar a vela solar, para direcionar o satélite para que ele possa reentrar na atmosfera da Terra para ser incinerado.

Figura 5 – Posição do perigeu (r_p) versus tempo para diferentes valores de área massa. Da mecânica celeste temos que $r_p = a(1 - e)$.



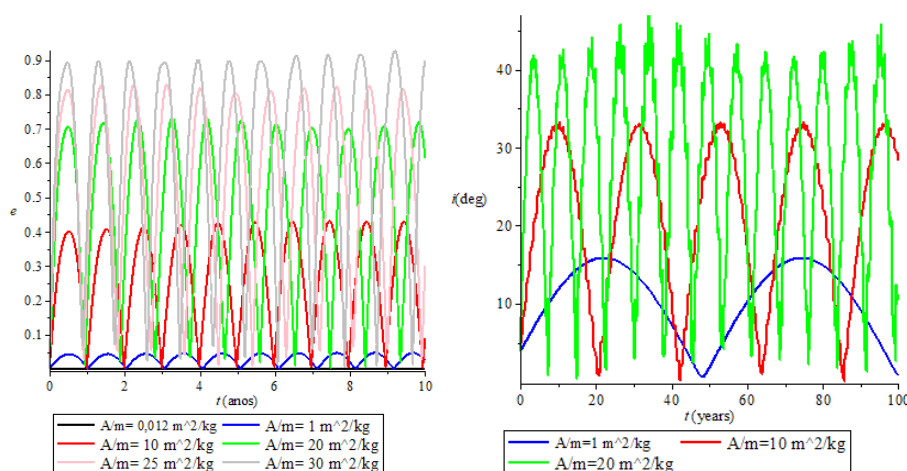
Fonte: Elaboração própria

6.2 SIMULAÇÃO 2 - SATÉLITE DESATIVADO (DETRITO ESPACIAL)

INTELSAT I, foi o primeiro satélite comercial de comunicações colocado em órbita geossíncrona da Terra, em 6 de abril de 1965, até ser desativado em janeiro de 1969 e tem estado em órbita inativo (lixo espacial) desde então. Os dados orbitais foram obtidos do sítio <https://www.privateer.com/>. Dados

orbitais: $a=42170,3$ km, $e=0,0006$, $i=3,8038$ graus, $\Omega=85,9517$ graus e $w=65,9046$ graus. Comparando os dados orbitais do caso da simulação 2 com a simulação 1, note que no caso da simulação 2, esses dados são ligeiramente diferentes do caso 1, aqui a inclinação foi elevada para $i=3,8038$, pois na órbita geossíncrona a inclinação e a excentricidades são quase zero. Neste caso, as Figuras 6(a) e (b) mostram um comportamento semelhante aos das Figuras 4 (a) e (b). No geral, os satélites ou detritos que estão na região GEO se comportam de maneira semelhantes, esses objetos podem permanecer em órbita por centenas de anos, ver figura 3(a) em Carvalho, Vilhena de Moraes e Prado (2022), então para realizar o processo de mitigação é necessário a utilização de propulsão para retirar os detritos da região GEO. No caso apresentado aqui, nós usamos a vela solar como um mecanismo propulsor que utiliza a fonte de energia do próprio Sol, o que pode contribuir com a limpeza do ambiente espacial de forma sustentável.

Figura 6 – (a) e versus tempo para diferentes valores de área massa. (b) i versus tempo para diferentes valores de área massa.

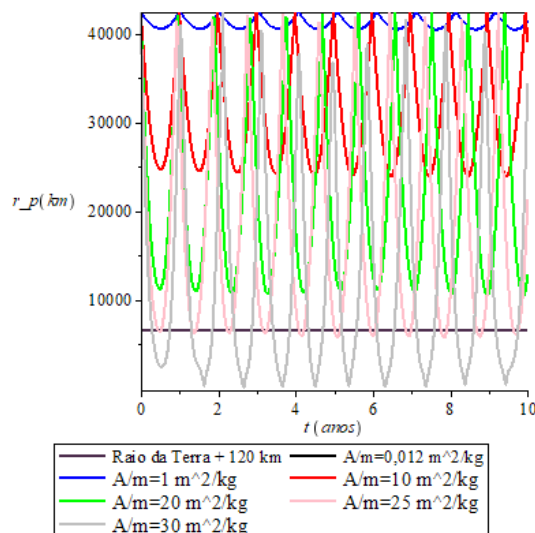


Fonte: Elaboração própria

6.3 SIMULAÇÃO 3 - SATÉLITE DESATIVADO (DETRITO ESPACIAL)

INTELSAT 704, é um satélite desativado que foi enviado para uma órbita cemitério, uma região acima da GEO. Os dados orbitais foram obtidos do sítio <https://www.privateer.com/>. Dados orbitais: $a=42474,6$ km, $e=0,0015$, $i=9,4498$ graus, $\Omega=45,8469$ graus e $w=86,1365$ graus. Note que as condições iniciais são ligeiramente diferentes dos casos anteriores, agora o semieixo maior, a excentricidade e a inclinação foram alteradas para colocar o detrito numa órbita cemitério usando algum mecanismo de propulsão. Se aumentarmos a área do detrito acoplado uma vela solar, notamos que, neste caso, com o valor de $A/m=25$ o detrito atinge a região de reentrada (ver Figura 7), diferente do que ocorreu no caso da simulação 1, basta comparar as Figuras 5 e 7.

Figura 7 – Posição do perigeu (r_p) versus tempo para diferentes valores de área massa. Da mecânica celeste temos que $r_p = a(1 - e)$.



Fonte: Elaboração própria

Por fim, mostramos que com o auxílio de uma vela solar podemos fazer com que a excentricidade do detrito seja amplificada para que o objeto se aproxime da região de reentrada para ser incinerado na atmosfera da Terra. Analisando as condições iniciais da simulação 3, que mostra os dados de um detrito numa órbita cemitério, podemos concluir que com uma pequena vela solar é possível também fazermos o processo de mitigação elevando o detrito para uma órbita cemitério.

7 CONCLUSÕES

Neste trabalho, analisamos as características de detritos espaciais em órbita da Terra. Apresentamos uma análise do relatório anual da ESA de 2022 em que os dados referentes a quantidade de detritos em diferentes tipos de órbitas são explorados. Comentamos a respeito das causas e consequências desses objetos que após o seu tempo de vida útil se tornam um problema para as missões espaciais e o ambiente espacial. No relatório da ESA é comentado a necessidade da criação de um subconjunto de medidas de mitigação de detritos espaciais internacionalmente aceitas e propõe incentivar missões e medidas sustentáveis para enfrentar a problemática global dos detritos espaciais, cabe às nações, operadores e fabricantes individuais, implementarem esforços para tornar o espaço próximo à Terra sustentável a longo prazo. Modelamos matematicamente as principais forças que atuam na órbita do detrito espacial, a saber, a pressão de radiação solar, o achatamento nos polos da Terra e a perturbação do terceiro corpo. Integramos as equações de movimento obtidas via software Maple, usando os dados orbitais de detritos reais obtidos do sítio <https://www.privateer.com/>. Usamos a vela solar para realizar o processo de mitigação de detritos espaciais de forma sustentável. Mostramos que é possível usar a vela solar para a remoção de detritos espaciais, quer seja amplificando a excentricidade para forçar o detrito a reentrar na atmosfera da Terra ou direcionando para uma órbita cemitério.

REFERÊNCIAS

- ARSHAD, M., BAZZOCCHI, M. C. F., HUSSAIN, F. Emerging strategies in close proximity operations for space debris removal: A review. *Acta Astronautica*, v. 228, p. 996-1022, 2025.
- CARVALHO, J. P., LIMA, J. S., GONÇALVES, C. M., Poluição do ambiente espacial: o problema do lixo no espaço. *Revista Scientia*, Salvador, v. 6, n. 2, p. 61-80, 2021.
- CARVALHO, J. P. S., VILHENA DE MORAES, R., PRADO, A. F. B. A. Analysis of the orbital evolution of space debris using a solar sail and natural forces. *Advances in space research*, v. 70, p. 125-143, 2022.
- CASANOVA, D., PETIT, A., LEMAÎTRE, A. Long-term evolution of space debris under the J2 effect, the solar radiation pressure and the solar and lunar perturbations. *Celest Mech Dyn Astr* v. 123, p. 223–238, 2015.
- CASSEN, R. Our Common Future: Report of the World Commission on Environment and Development. Oslo, Noruega: JSTOR, 1987. <https://sustainabledevelopment.un.org/content/documents/5987our-common-future.pdf>. Acesso em 26 de jul. 2022.
- ESA's Annual Space Environment Report, Darmstadt, Germany: ESA, 2022. https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf, 2022. Acesso em 26 de jul. 2022.
- FERREIRA, B. M. Técnicas e métodos de redução de detritos espaciais: aplicação para uma vela solar. Orientador: Jean Paulo dos Santos Carvalho. 2019, p. 40. TCC- Curso Bacharelado em Energia e Sustentabilidade, Universidade Federal do Recôncavo da Bahia, Feira de Santana/BA, 2019.
- FORMIGA, J. K. S., SANTOS, D. P. S., FIORE, F. A et al. Study of collision probability considering a non-uniform cloud of space debris. *Computational and Applied Mathematics*, v. 39, n. 1, p. 1–15, 2019.
- FRÜH, C., JAH, M. K. Coupled orbit attitude motion of high area-to-mass ratio (hamr) objects including eficiente self-shadowing. *Acta Astronautica*, v. 95, p. 227–241, 2014.
- GKOLIAS, I., COLOMBO C. Towards a sustainable exploitation of the geosynchronous orbital region. *Celest Mech Dyn Astr*, v. 131, n. 19, p. 1-30, 2019.
- GONÇALVES, C. M. Detrito espacial: causas e consequências no ambiente espacial e terrestre. Orientador: Jean Paulo dos Santos Carvalho. 2021, p. 70. TCC- Curso Bacharelado em Energia e Sustentabilidade, Universidade Federal do Recôncavo da Bahia, Feira de Santana/BA, 2021.
- HU, Y. P., LI K. B., WEI, X. et al. A novel space-based observation strategy for GEO objects based on daily pointing adjustment of multi-sensors. *Advances in Space Research*, v. 58, n. 4, p. 505-513, 2016.
- KELLY, P., ERWIN, R. S., BEVILACQUA, R. et al. Solar radiation pressure applications on geostationary satellites. In: *Proceedings of the 2016 AAS 16-012 Conference*, American Astronautical Society, p. 1-12, 2016.
- KESSLER, D. J., COUR-PALAIS, B. G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, v. 83, n. A6, p. 2637–2646, 1978.

LIMA, J. S. Uso da vela solar e das perturbações orbitais naturais para remoção de detritos espaciais. Orientador: Jean Paulo dos Santos Carvalho. 2019, p. 60. TCC- Curso Bacharelado em Energia e Sustentabilidade, Universidade Federal do Recôncavo da Bahia, Feira de Santana/BA, 2019.

MCINNES, C. R., Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications, Springer-Praxis Series in Space Science and Technology, Springer-Verlag, p. 296, 1999.

MURRAY, C. D., DERMOTT, S. F. Solar System Dynamics, Cambridge: Cambridge University Press, p. 592, 1999.

TRESACO, E., ELIPE, A., CARVALHO, J. P. S. Frozen orbits for a solar sail around mercury. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, v. 39, n. 7, p. 1659–1666, 2016.

TRESACO, E., CARVALHO, J. P. S., PRADO, A. F. B. A. et al. Averaged model to study long-term dynamics of a probe about mercury. Celest Mech Dyn Astr, v. 130, n. 2, p. 1-26, 2018.

VILHENA DE MORAES, R. Combined solar radiation pressure and drag effects on the orbits of artificial satellites. Celestial Mech. v. 25, p. 281–292, 1981.