

Universidade de São Paulo
Instituto de Astronomia, Geofísica e Ciências Atmosféricas
Departamento de Astronomia

Rodrigo Nascente Schmitt

Determinação de órbitas de baixo empuxo passando pelos cinturões de Van Allen

São Paulo

2019

Rodrigo Nascente Schmitt

Determinação de órbitas de baixo empuxo passando pelos cinturões de Van Allen

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Instituto de Astronomia, Geofísica e Ciências Atmosféricas da Universidade de São Paulo como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Astronomia.

Vertente: Ciências Espaciais
(Pesquisa Básica; Instrumentação; Computação; Ciências Espaciais; Ensino e Divulgação Científica)

Orientadores:

Prof. Dr. Sylvio Ferraz Mello (Instituto de Astronomia, Geofísica e Ciências Atmosféricas);

Dr. Antônio Prado Bertachini (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais);

Dr. Hélio Koiti Kuga (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais)

São Paulo

2019

Por terem me guiado nas filosofias de vida que sigo, este trabalho é dedicado a quatro pessoas sob a sigla LIVE: Rock Lee, tio Iroh, Vincent Bold e Edward Elric

Agradecimentos

Ao meu trio de melhores amigos de longa data: Christopher Kapáz, Fernando Mauad e Pedro Avila. Posso encarar qualquer tragédia tendo os três na minha vida;

À minha família. Meu pai Mário, por vir me apoiando tanto na minha jornada desde o início. Minha mãe Inês, pelos inúmeros sacrifícios que me proporcionaram algumas das melhores experiências da minha vida durante estes anos. Minha irmã Juliana, por sempre ter sido uma irmã mais velha gentil, protetora, e hoje, amiga. E meu irmão Michel, um cientista brilhante que eu admiro como ninguém;

Às 10 amigadas mais memoráveis feitas nestes anos de faculdade, que os tornaram tão magníficos: Kayleigh Meneghini, Lilianne Nakazono, Cesar Sabatino, Giulia Kassab, Letícia Valentini, Lucas Rezende, Vitor Zampa, Melissa D., Larissa Gomes e Marcela Okuyama.

Aos meus orientadores, Antônio Prado Bertachini, Hélio Koiti Kuga e Sylvio Ferraz Mello, três excelentes pesquisadores (e pessoas!) com quem tive o prazer de trabalhar;

A outros pesquisadores com quem felizmente também pude trabalhar: Gerson Barbosa, Clive Neal, Karl Croenberg, e em especial à professora Jane Hetem, que me auxiliou em tantos projetos diferentes nesses últimos anos;

Ao CNPq, pelo apoio financeiro, sob o projeto nº: 114190/2018-6;

À FAPESP, pelo apoio financeiro, sob o projeto nº: 2018/16442-6;

Às Instituições IAG-USP e à USP como um todo, minha primeira casa.

“Setbacks come with the territory of becoming a superstar. In the face of adversity, that’s when you know if someone’s the real deal or not. Or so they say. The stars shine at night, you know.”

Ryota Watari

“It’s not about possible or impossible. I’m doing it because I want to. I decided to be the King of Pirates and if I die fighting for it, then that’s that!”

Monkey D. Luffy

“Até mais, e obrigado pelos peixes!”

Douglas Adams

Resumo

O objetivo deste trabalho é medir a quantidade de radiação recebida por uma nave espacial ao sair da Terra com baixo empuxo em espiral e sair da sua esfera de influência. Durante essa trajetória, a nave passa algumas vezes pelo cinturão de Van Allen, no qual partículas como prótons e elétrons podem danificar os equipamentos eletrônicos do satélite. Modelando matematicamente a densidade de partículas do cinturão no espaço, foi possível integrá-la no tempo e assim computar a dose total de radiação recebida pela nave de acordo com a trajetória escolhida. Com isso, obteve-se diferentes trajetórias, que variavam nos seguintes parâmetros finais de interesse: duração da missão, consumo de combustível, tempo no cinturão de Van Allen e fluência total de radiação recebida por conta das partículas incidentes.

Abstract

The goal of this work is to measure the amount of radiation a spacecraft receives once it leaves the sphere of influence of Earth in a Low Thrust Orbit (LTO). The spacecraft crosses the Van Allen belts many times during the transfer, in which particles such as protons and electrons can damage the onboard electronic equipment. Through mathematically modeling of the density of particles from the belt in space, it was possible to integrate it in time and compute the total dose of radiation absorbed by the spacecraft according to the chosen trajectory. Therefore, different trajectories were computed varying in eccentricity and type of propulsion system, which gave the following final parameters of interest: mission duration, fuel consumption, time in Van Allen belts and total fluence of radiation absorbed.

Lista de Figuras

1.1	Radiação ionizante no espaço	19
1.2	Massa final e tempo no cinturão em função do tempo da missão	21
2.1	Movimento de partículas carregadas interagindo com o campo magnético terrestre.	24
2.2	Conversão das coordenadas R e λ para B e L	25
2.3	Modelo discreto adotado para os cinturões de Van Allen	26
2.4	Exemplo de modelo contínuo dos cinturões de Van Allen	28
3.1	Mapa de contorno de fluxos no cinturão de prótons	29
3.2	Mapa de contorno de fluxos no cinturão de elétrons	30
3.3	Massa x Tempo - Propulsor A com $h_p = 600km$	31
3.4	Tempo no cinturão x Tempo - Propulsor A com $h_p = 600km$	32
3.5	Fluência de elétrons x Tempo - Propulsor A com $h_p = 600km$	32
3.6	Fluência de prótons x Tempo - Propulsor A com $h_p = 600km$	33
3.7	Massa x Tempo - Propulsor B com $h_p = 600km$	33
3.8	Tempo no cinturão x Tempo - Propulsor B com $h_p = 600km$	34
3.9	Fluência de elétrons x Tempo - Propulsor B com $h_p = 600km$	34
3.10	Fluência de prótons x Tempo - Propulsor B com $h_p = 600km$	35
3.11	Massa x Tempo - Propulsor A com $h_p = 1200km$	35
3.12	Tempo no cinturão x Tempo - Propulsor A com $h_p = 1200km$	36
3.13	Fluência de elétrons x Tempo - Propulsor A com $h_p = 1200km$	36
3.14	Fluência de prótons x Tempo - Propulsor A com $h_p = 1200km$	37
3.15	Massa x Tempo - Propulsor B com $h_p = 1200km$	37

3.16	Tempo no cinturão x Tempo - Propulsor B com $h_p = 1200km$	38
3.17	Fluência de elétrons x Tempo - Propulsor B com $h_p = 1200km$	38
3.18	Fluência de prótons x Tempo - Propulsor B com $h_p = 1200km$	39

Lista de Tabelas

B.1	Recorte dos fluxos obtidos para: $Re = 1.2$ e 1.3 ; latitude magnética = 0 a 39 graus	49
C.1	Resultados para: Propulsor A, $hp = 600\text{km}$, $e = 0$	53

Sumário

1. <i>Introdução</i>	19
2. <i>Desenvolvimento</i>	23
2.1 Fluxo integral omnidirecional e Fluência	23
2.2 Campo magnético terrestre	24
2.3 Modelagem discreta dos cinturões de Van Allen	26
2.4 Modelagem contínua dos cinturões de Van Allen	27
3. <i>Resultados</i>	29
3.1 Mapas de contorno dos cinturões de Van Allen	29
3.2 Parâmetros de saída	30
4. <i>Conclusões e perspectivas</i>	41
<i>Referências</i>	43
<i>Apêndice</i>	45
A. <i>Propulsão de baixo empuxo x alto empuxo: Análise comparativa</i>	47
B. <i>Exemplo de resultados - Modelagem do cinturão</i>	49
C. <i>Exemplo de resultados - Otimização de trajetórias</i>	53

Introdução

Os cinturões de radiação terrestre, também chamados de cinturões de Van Allen, são regiões com alta concentração de partículas energéticas por conta da interação do vento solar com o campo magnético terrestre. São divididos grosseiramente em dois anéis na região equatorial: o externo se situa entre 15.000 e 25.000 km, enquanto o mais interno se estende entre as altitudes de mil e cinco mil quilômetros, sua intensidade máxima ocorrendo em média aos três mil quilômetros. Consiste de prótons e elétrons, cujas origens são o vento solar, os raios cósmicos e a alta atmosfera, variando em fluxo e energia, como esquematizado na Figura 1.1.

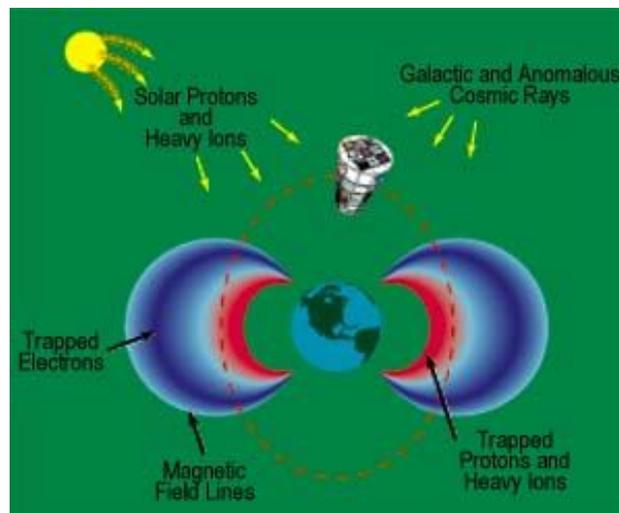


Figura 1.1: Radiação ionizante no espaço (National Research Council Space Studies Board, (1996)).

No contexto de uma transferência interplanetária ou para a Lua partindo da Terra, portanto, é preciso fazer um estudo detalhado da quantidade de radiação que uma nave espacial absorve ao passar pelos cinturões, para preservar tanto os equipamentos eletrônicos,

que podem ser seriamente danificados com a radiação, quanto possíveis passageiros humanos. A dose total ionizante (TID) é proveniente de prótons e elétrons presos no cinturão, além de fontes secundárias que não serão exploradas neste trabalho, como prótons de explosões solares.

Os efeitos das partículas mencionadas nas componentes da nave espacial são diversos por conta do largo intervalo de energias nos quais essas partículas se encontram.

Elétrons com energia baixa contribuem para o carregamento superficial na espaçonave, enquanto aqueles com alta energia causam carregamento dielétrico interno nas naves de órbitas geossíncronas. Outra contribuição deles é a dose ionizante por deposição direta de energia e efeitos *bremsstrahlung*.

Os prótons de mais alta energia no cinturão de radiação interior são os principais responsáveis pela dose de radiação ionizante nas componentes protegidas por paredes revestidas e pelos *Single Event Upset (SEU)*, nos quais uma única partícula atinge uma parte sensível de um componente eletrônico e causa uma falha grave em seu funcionamento geral. Prótons de baixa energia, por sua vez, contribuem para perdas de energia não-ionizantes, que afetam CCDs e outros detectores. (SPENVIS (2010))

No presente trabalho, é estudada uma transferência de uma nave espacial a partir de uma órbita terrestre baixa (*Low Earth Orbit* ou LEO) para fora da esfera de influência da Terra usando um propulsor elétrico solar (*Solar Electric Propulsor* ou SEP), de baixo empuxo. O impulso específico desse tipo de propulsor é de cinco a dez vezes maior que um propelente químico comum, o que se traduz a uma maior eficiência, permitindo carregar uma massa maior, como demonstrado no Apêndice A. Esse tipo de trajetória circula a Terra repetidas vezes, ou seja, passa diversas vezes pelos cinturões de Van Allen, o que inviabiliza o transporte de carga humana pela alta exposição à radiação. Contudo, o payload eletrônico pode ser preservado se a trajetória escolhida não ultrapassar valores críticos; desse modo, o objetivo deste trabalho é otimizar a trajetória encontrando posições e arcos de empuxo que maximizem a massa final da nave espacial para uma dada transferência orbital e satisfaçam as limitações de radiação absorvida.

O projeto desenvolvido deu continuidade ao trabalho de Sukhanov et al. (2017), no que diz respeito à otimização de trajetórias interplanetárias levando em conta a radiação incidente na nave espacial durante a passagem pelo cinturão de Van Allen. No trabalho citado, o modelo adotado para o cinturão são de duas cascas esféricas concêntricas com

radiação homogênea, o primeiro situado entre 7400 e 12800 km, e o segundo entre 24300 e 39500 km, e é computado o tempo total que o veículo atravessa o cinturão.

Em Sukhanov et al. (2017) , são fixados os parâmetros da missão, tais como força do empuxo, direção do empuxo, massa do veículo, elementos orbitais da órbita inicial, entre outros, e então é computada uma trajetória utilizando o código desenvolvido pelos pesquisadores (e aprimorado no presente trabalho). Com isso, o cálculo da trajetória espacial foi otimizado de acordo com os seguintes resultados obtidos: duração da missão, consumo de combustível e tempo no cinturão de Van Allen. Outros parâmetros foram variados para estudar as trajetórias ótimas, tais como: excentricidade inicial, altura inicial, impulso específico e empuxo do propulsor. Um exemplo de resultado é apresentado na Figura 1.2 a seguir, em que são mostrados os parâmetros de interesse (massa final e tempo no cinturão) em função do tempo de missão. Nela, as cores vermelho, verde e azul indicam excentricidades iniciais iguais a 0.0, 0.4 e 0.8, respectivamente; o empuxo do propulsor é de 72mN; o impulso específico é de 2700s e a altura inicial é de 600km.

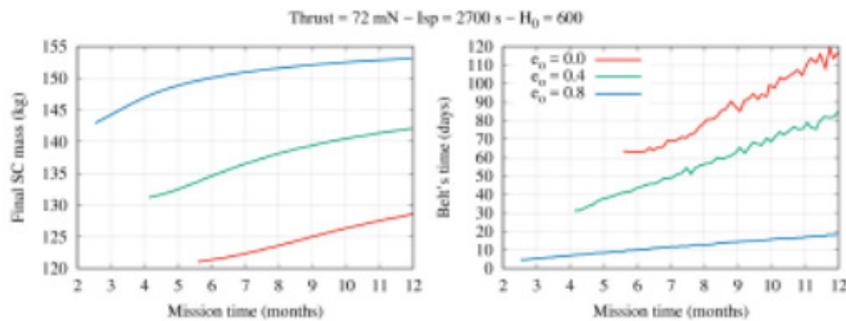


Figura 1.2: Massa final da espaçonave em função do Tempo total de missão e Tempo no cinturão em função do Tempo total de missão (Sukhanov et al. (2017)).

Desenvolvimento

2.1 Fluxo integral omnidirecional e Fluência

Há diversas maneiras de se referir a um determinado fluxo de partículas.

Primeiro, temos o fluxo diferencial unidirecional j , que consiste no número de partículas com uma energia E que atravessa uma área dA por intervalo de energia dE por unidade de tempo e por unidade de ângulo sólido $d\Omega$. Sua unidade típica é partículas/($cm^2 \cdot s \cdot keV \cdot sr$).

Em seguida, temos o fluxo integral unidirecional, que é obtido integrando o fluxo diferencial em energias maiores que um valor de referência E :

$$j_{\geq E} = \int_E^{\infty} j dE \quad (2.1)$$

Finalmente, o fluxo integral omnidirecional é obtido integrando o fluxo integral unidirecional em todas as direções, ou seja, no ângulo sólido:

$$J = \int_{4\pi} j_{\geq E} d\Omega \quad (2.2)$$

Este é o fluxo medido no presente trabalho, com unidades de partículas/($cm^2 \cdot s$). Ele representa, portanto, a quantidade de partículas com energia maior do que um limite inferior E que atravessam uma determinada área em um determinado tempo, em todas as direções. A partir dele, obtêm-se a fluência, dada por:

$$F = \int_0^{T_{tot}} J dt \quad (2.3)$$

onde T_{tot} é o tempo total de missão. Desse modo, a partir da dependência temporal do fluxo omnidirecional integral J e do tempo, podemos obter a fluência F de partículas com energia maior que E que atravessam 1 cm^2 de área da nave durante a trajetória dela.

2.2 Campo magnético terrestre

Para entender os parâmetros envolvidos na modelagem dos cinturões de Van Allen, é necessário discutir primeiro a interação das suas partículas presas com o campo magnético da Terra.

O campo geomagnético B é composto por três componentes distintas: o campo nuclear, o campo da crosta e o campo externo. O campo nuclear provém do movimento convectivo de fluidos condutores no núcleo terrestre, enquanto o campo da crosta consiste em anomalias superficiais associadas ao material ferromagnético da crosta terrestre, que sofre movimentos tectônicos e geológicos. Os campos nuclear e da crosta compõem o campo magnético principal, B_i , correspondente a mais de 99% do campo B em órbitas terrestres baixas (LEO). Por outro lado, o campo externo B_e deve-se principalmente a fontes extra-terrestres, como o vento solar. O mesmo varia rapidamente com o ciclo solar, de cerca de 11 anos, e está intrinsecamente relacionado à atividade geomagnética e interações solares. Modelos da componente externa do campo geomagnético existem, mas são de importância limitada para os modelos dos cinturões de Van Allen. (Olson e Pfitzer (1974))

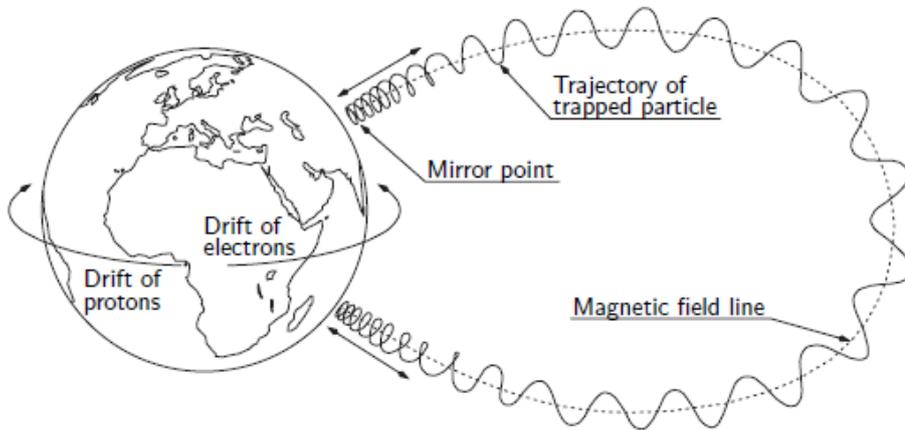


Figura 2.1: Movimento de partículas carregadas devido à interação com o campo magnético terrestre (Chavy-Macdonald (2015)).

O campo geomagnético interno pode ser modelado grosseiramente através de um dipolo magnético inclinado em -11 graus em relação ao norte geográfico, com magnitude $M = 8 \times 10^{25} G.cm^3$. O campo induzido por M em coordenadas esféricas (r, θ, ϕ) é dado por:

$$B_i = -(M/r^3)\sqrt{3\cos\theta + 1} \quad (2.4)$$

Essa aproximação é refinada utilizando-se a expansão em harmônicos esféricos do potencial escalar magnético. B_i , então, possui um máximo de 0.6G na região polar e um valor mínimo de 0.3G perto do equador. (Garrett (1999))

Uma partícula carregada sob ação deste campo magnético irá, com isso, seguir uma trajetória helicoidal, também chamada de cíclotron, como ilustrado na Figura 2.1.

Através da conservação de alguns parâmetros físicos tais como o momento linear da partícula, é possível caracterizar o campo geomagnético através de duas variáveis: o sistema de coordenadas B-L, em que uma população de partículas é descrita em termos do fluxo de partículas em função dos valores de B e L.

A quantidade adimensional L é definida por:

$$L = \frac{r_0}{R_e} \quad (2.5)$$

em que r_0 é a distância radial em que a linha de campo atravessa o equador magnético e R_e é o raio equatorial terrestre. Desse modo, o valor de L indica o ponto em que a linha de campo magnético analisada cruza o equador magnético, medida em raios terrestres.

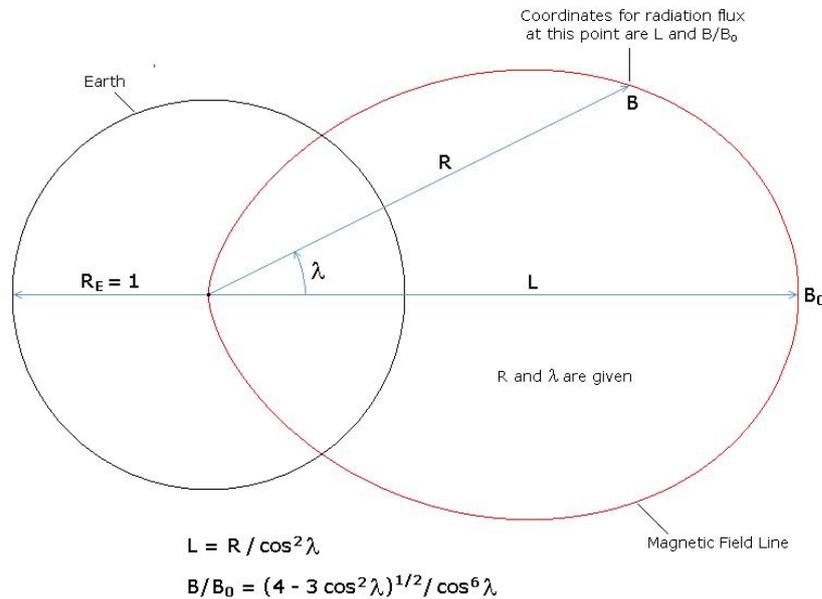


Figura 2.2: Coordenadas para um determinado ponto, dadas por B e L ou R e λ.

A magnitude B do campo geomagnético, por sua vez, pode ser calculada em função do módulo do campo magnético no equador, $B_0 = M/L^3$, e da latitude magnética, λ:

$$\frac{B}{B_0} = \frac{\sqrt{4 - 3\cos^2\lambda}}{\cos^6\lambda} \quad (2.6)$$

Desse modo, mapeia-se o fluxo de partículas através das duas coordenadas, B e L , calculadas a partir das coordenadas espaciais R e λ , como ilustrado na Figura 2.2.

2.3 Modelagem discreta dos cinturões de Van Allen

O presente projeto começou utilizando-se de alguns métodos apresentados em Märki (2018). O modelo adotado por Märki para os cinturões de Van Allen, retirado do livro Fortescue et al. (2003), também foi utilizado nesta etapa do trabalho; nele, os cinturões de Van Allen foram divididos em um cinturão composto apenas por prótons e outro por elétrons (Figura 2.3). O mapa de contorno apresenta o fluxo de partículas (prótons ou elétrons) nas diferentes regiões do espaço ao redor da Terra.

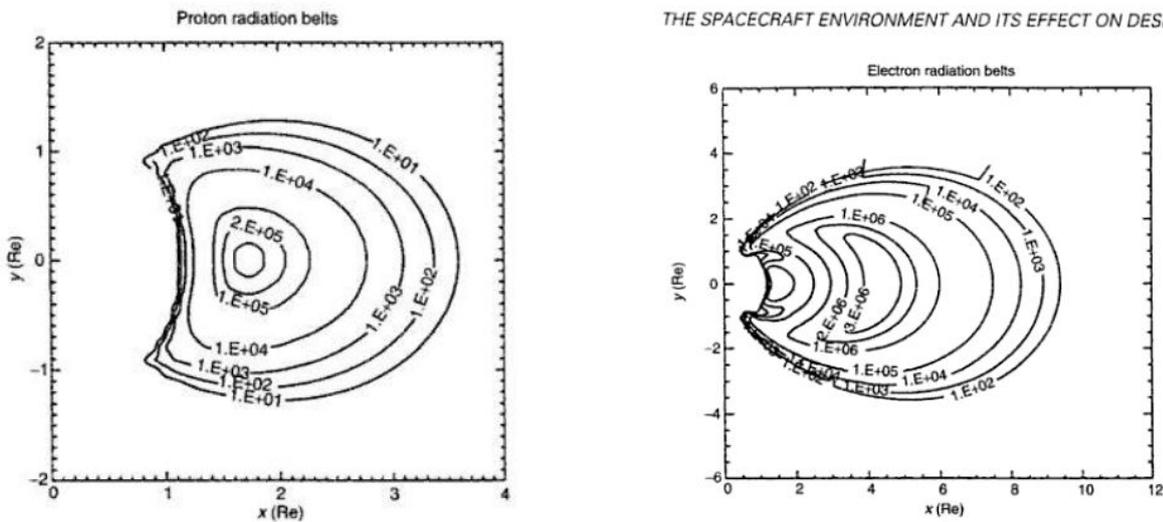


Figura 2.3: Cinturão de prótons e cinturão de elétrons representando os cinturões de Van Allen; os níveis apresentam o fluxo integral omnidirecional de partículas; Re é o raio equatorial terrestre (6378km) (Fortescue et al. (2003)).

O modelo apresentado em Fortescue et al. (2003), portanto, dividiu os cinturões em 13 regiões, seguindo a ordem de grandeza dos contornos apresentados na Figura 2.3. Cada contorno apresenta uma ordem de grandeza, exceto os três centrais, que são 1, 2 e 3 vezes a maior ordem de grandeza do fluxo de partículas. Tais 13 regiões foram então discretizadas em 10 subregiões cada, totalizando 130 regiões menores. Como temos dados sobre o fluxo de partículas nas 14 divisões das regiões maiores, o fluxo em cada subdivisão pode ser

aproximado através de uma interpolação linear entre cada divisão maior. O código deste modelo discreto em Fortran foi um aprimoramento do código desenvolvido por Gerson Barbosa, mestrando do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.

Em seguida, sabendo o tempo em cada uma das 130 regiões, utilizou-se o fluxo médio em cada uma delas (uma média simples entre o fluxo correspondente às duas subdivisões entre as quais a região se situa) multiplicado pelo tempo na respectiva região para obter a quantidade de partículas que a nave absorve, por cm^2 . O código deste cálculo em Fortran foi incluído como parte do programa mais extenso de determinação e otimização de órbitas desenvolvido por Sukhanov et al. (2017).

2.4 Modelagem contínua dos cinturões de Van Allen

Feito o modelo discreto dos cinturões, procurou-se modelá-los continuamente, de modo que cada região também tivesse valores mais precisos de fluxo de partículas correspondente.

A Figura 2.4 apresenta o modelo de SPENVIS (2010), no qual são utilizados dados obtidos em missões espaciais (AP8 e AE8) para modelar espacialmente o fluxo integral omnidirecional de prótons e elétrons. A energia-limite inferior é de 10 MeV para os prótons e de 1 MeV para os elétrons, como é tipicamente utilizado dada a sensibilidade aos efeitos das partículas incidentes.

Um modelo análogo a esse foi desenvolvido a partir de um código em C feito pela NASA (Leonard (1998)), que utilizou dados das missões espaciais para calcular o fluxo omnidirecional integral, com uma energia-limite mínima escolhida, em cada ponto do espaço. O código foi otimizado e permitiu obter os valores de fluxo de prótons, fluxo de elétrons, B/B_0 e L a partir de um dado ponto no cinturão de Van Allen caracterizado por R , a distância ao centro da Terra, e λ , a latitude magnética. Os valores de energia-limite utilizados foram de 0.15MeV para os elétrons e 4.0 MeV para os prótons, valores mais permissivos de energia que permitem uma análise mais conservadora, visto que partículas de menor energia são levadas em conta na trajetória da espaçonave.

Um exemplo de resultado obtido usando esse código encontra-se no Apêndice B.

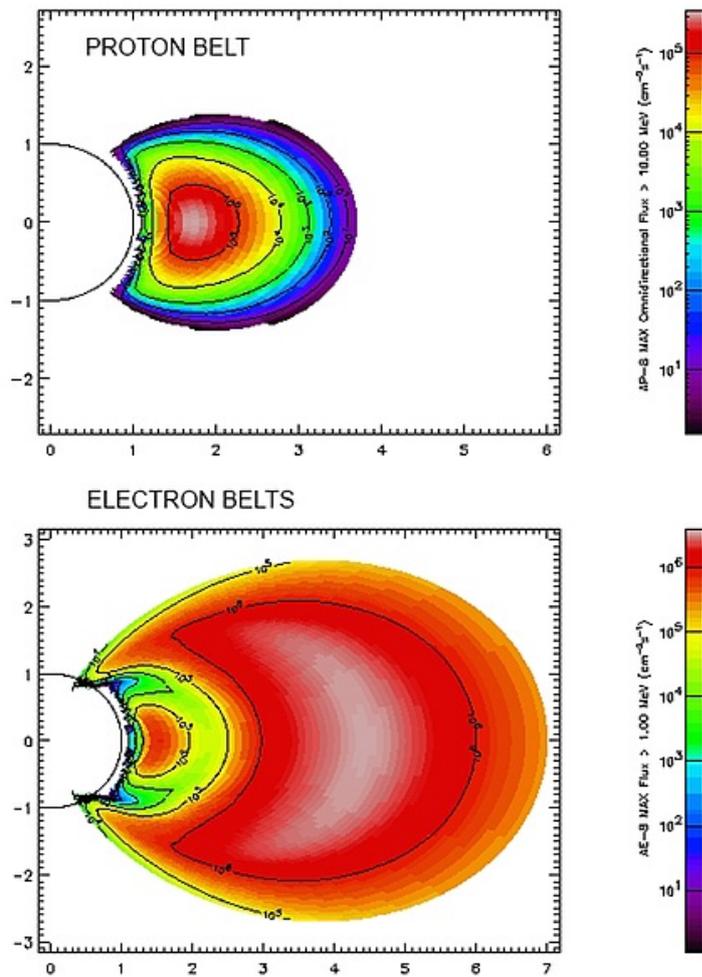


Figura 2.4: Modelo contínuo dos cinturões de Van Allen; os eixos x e y estão em raios terrestres (SPENVIS (2010)).

Resultados

3.1 Mapas de contorno dos cinturões de Van Allen

Os mapas de contorno foram desenvolvidos no MatLab a partir dos resultados obtidos com o código adaptado de Leonard (1998).

A Figura 3.1 apresenta o mapa de contorno do modelo contínuo desenvolvido para o cinturão de prótons. Nela, são mapeados os fluxos integrais omnidirecionais de prótons, em partículas/($cm^2.s$), em cada ponto do espaço. A energia-limite utilizada foi de 4 MeV.

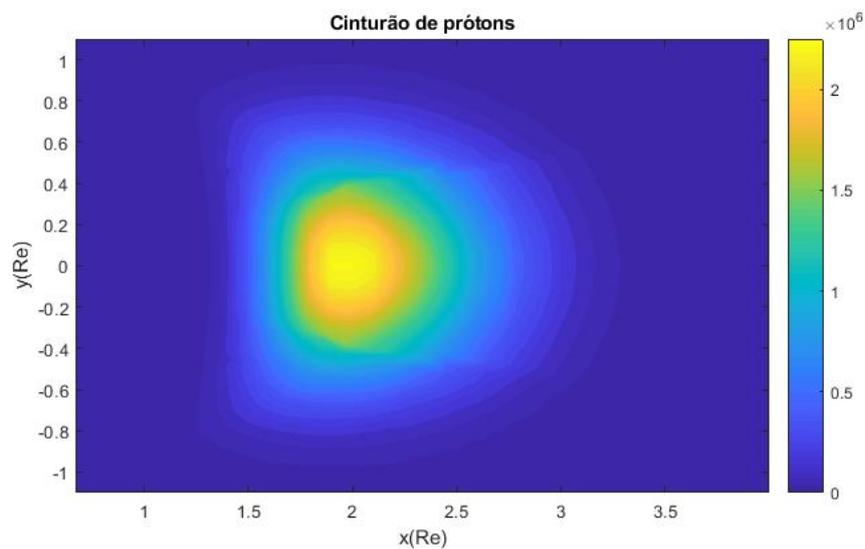


Figura 3.1: Mapa de contorno do fluxo integral omnidirecional de prótons no espaço, em partículas/($cm^2.s$); R_e é o raio equatorial terrestre, 6378km.

A Figura 3.2 apresenta o mapa de contorno do modelo contínuo desenvolvido para o cinturão de elétrons. Nela, são mapeados os fluxos integrais omnidirecionais de elétrons, em partículas/($cm^2.s$), em cada ponto do espaço. A energia-limite utilizada foi de 0.15

MeV.

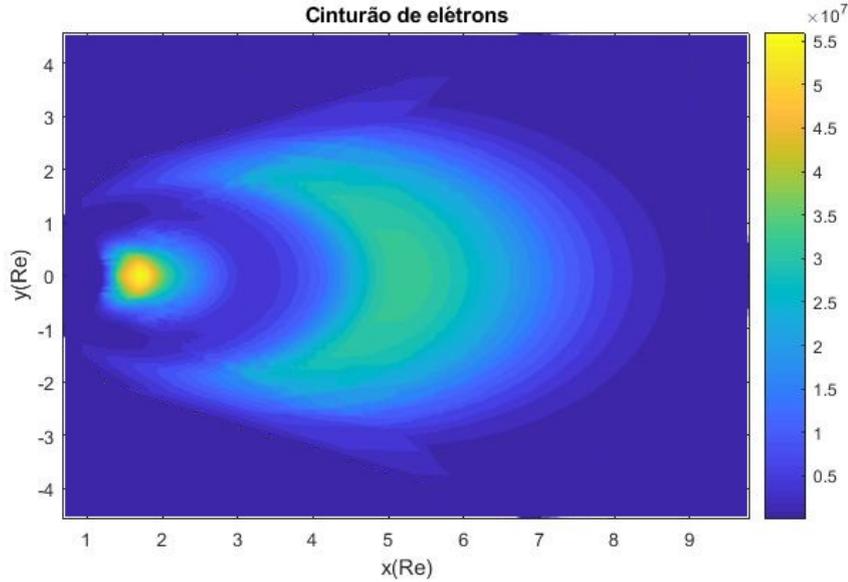


Figura 3.2: Mapa de contorno do fluxo integral omnidirecional de elétrons no espaço, em partículas/($cm^2.s$); R_e é o raio equatorial terrestre, 6378km.

Utilizando os resultados acima, pôde-se implementar os modelos na otimização de trajetória para obter as fluências de prótons e elétrons em função do tempo de missão. Os códigos referentes a estas partes foram incluídos como parte do programa mais extenso de determinação e otimização de órbitas desenvolvido por Sukhanov et al. (2017).

3.2 Parâmetros de saída

O código foi rodado 12 vezes com a mesma massa inicial da espaçonave ($m = 160kg$) e a mesma energia final da trajetória ($\epsilon = 0$, o que indica que a órbita escapa da Terra em uma hipérbole). Assim, as seguintes condições iniciais foram variadas: o perigeu h_p e a excentricidade e da órbita inicial; a força de empuxo do motor, T ; e o impulso específico do motor, I_{sp} . Foram escolhidos dois sistemas propulsores, o primeiro com $T = 72mN$ e $I_{sp} = 2700s$, que será chamado de propulsor A; e o segundo com $T = 94mN$ e $I_{sp} = 2300s$, que será chamado de propulsor B. Além disso, foram escolhidos dois valores de altura do perigeu, $h_p = 600km$ e $h_p = 1200km$, e três excentricidades para a órbita inicial: 0, 0.4 e 0.8.

Os parâmetros de saída foram os seguintes: número total de órbitas; tempo total da missão, em meses; massa final da espaçonave, em kg; fluência de prótons incidente

durante a trajetória, em partículas/cm²; fluência de elétrons incidente durante a trajetória, em partículas/cm²; fluência total de partículas incidentes durante a trajetória, em partículas/cm²; e tempo no cinturão de elétrons, em dias. Este último é um bom indicativo do tempo total nos cinturões de Van Allen, visto que o modelo do cinturão de elétrons estende-se até o fim dos cinturões de Van Allen, ao contrário do modelo para o cinturão de prótons.

Os gráficos das Figuras 3.3 a 3.6 apresentam os resultados mais importantes obtidos - massa final, tempo no cinturão de elétrons, fluência de prótons e fluência de elétrons - em função do tempo total de missão, para as três excentricidades iniciais escolhidas (0, 0.4 e 0.8) e considerando-se o propulsor do tipo A (onde $T = 72mN$ e $I_{sp} = 2700s$) com a altura do perigeu de $h_p = 600km$. As Figuras 3.7 a 3.10 apresentam os mesmos resultados, porém para o propulsor do tipo B (onde $T = 94mN$ e $I_{sp} = 2300s$).

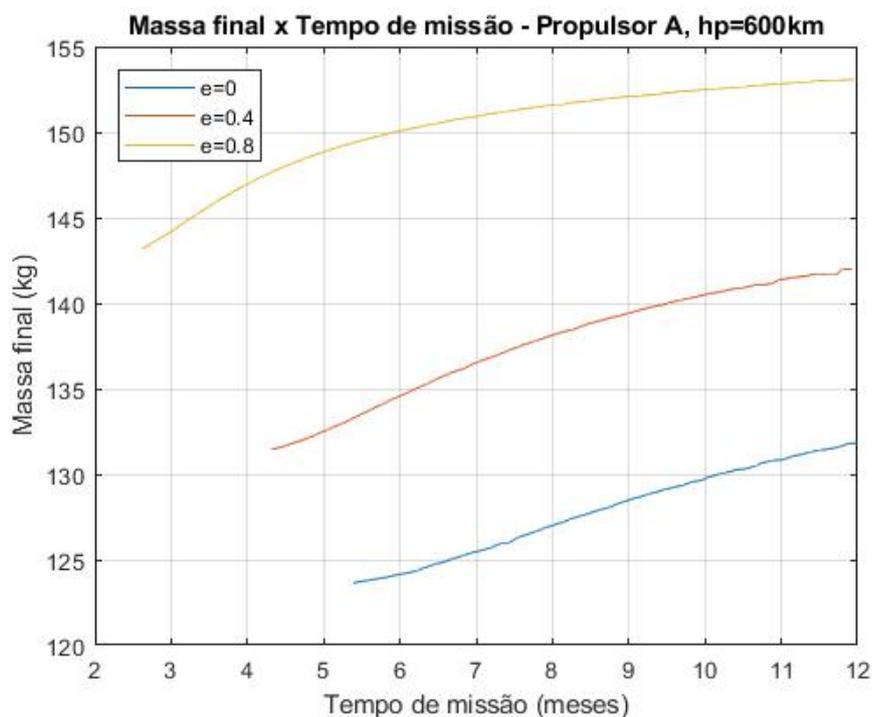


Figura 3.3: Massa final da espaçonave em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 600km$

Os gráficos das Figuras 3.11 a 3.14 apresentam os mesmos resultados considerando-se o propulsor do tipo A, desta vez com a altura do perigeu de $h_p = 1200km$. As Figuras 3.15 a 3.18 apresentam resultados análogos para o propulsor B.

Um exemplo de tabela com os resultados das Figuras 3.3 a 3.6 e $e=0$ encontra-se no

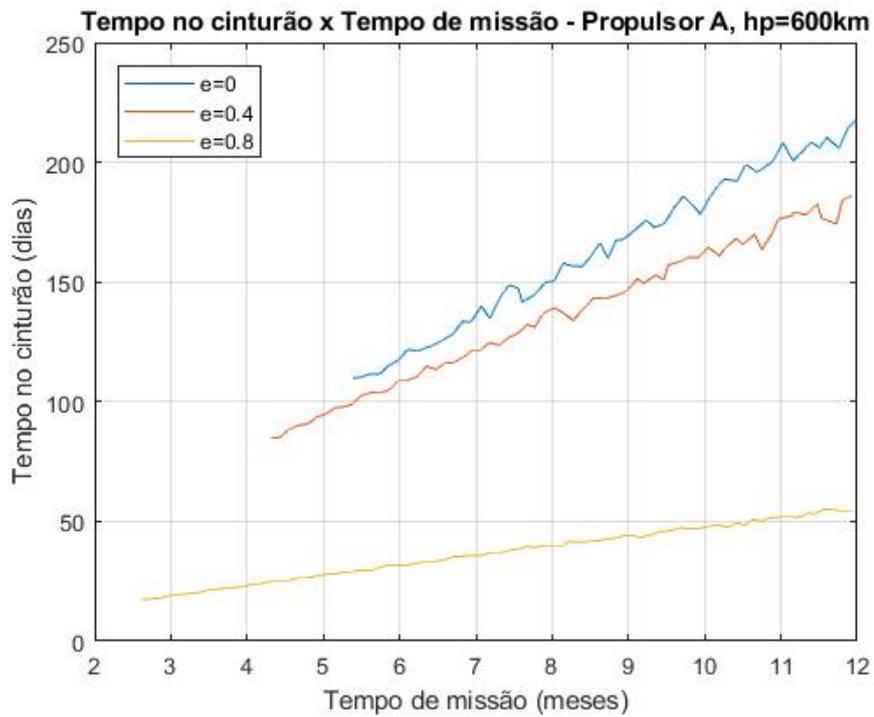


Figura 3.4: Tempo total no cinturão em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 600km$

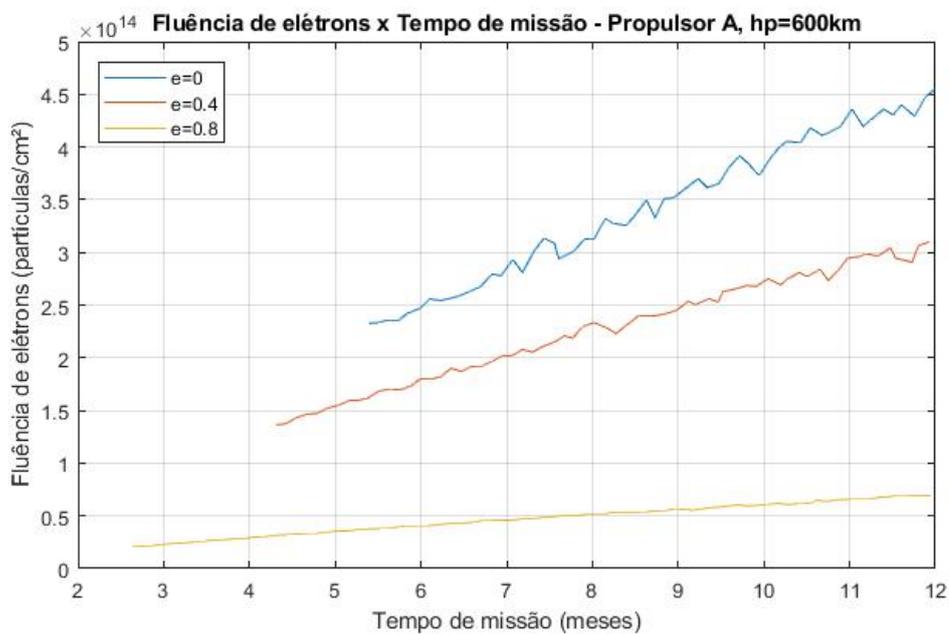


Figura 3.5: Fluência de elétrons em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 600km$

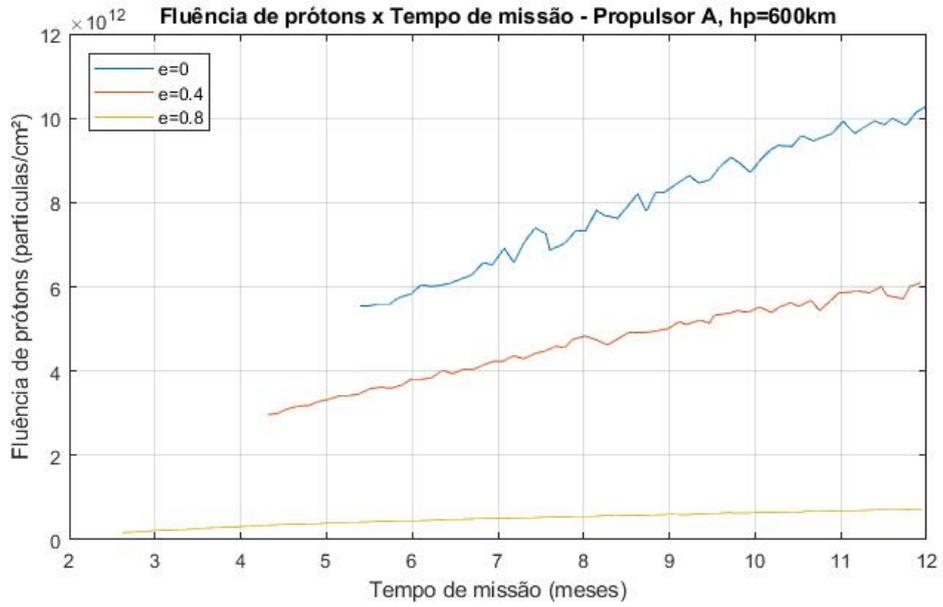


Figura 3.6: Fluência de prótons em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 600km$

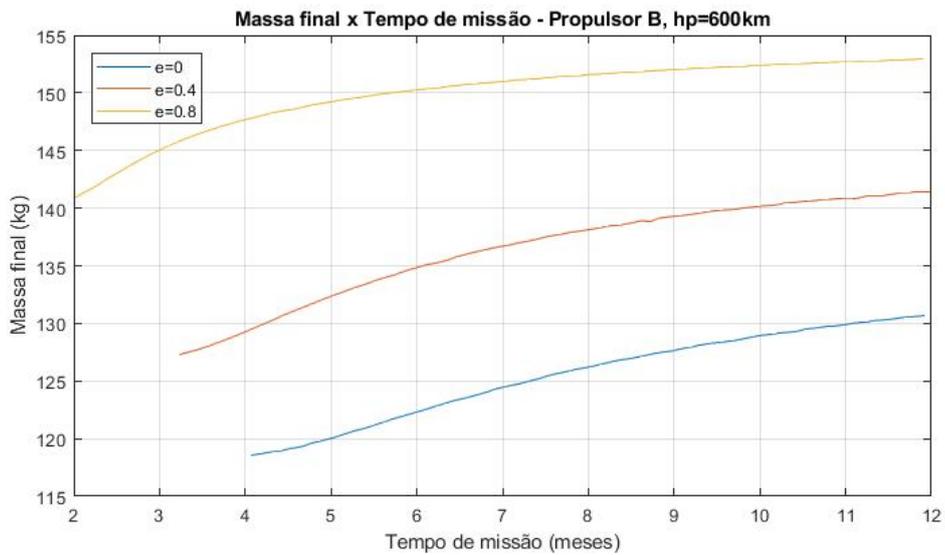


Figura 3.7: Massa final da espaçonave em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 600km$

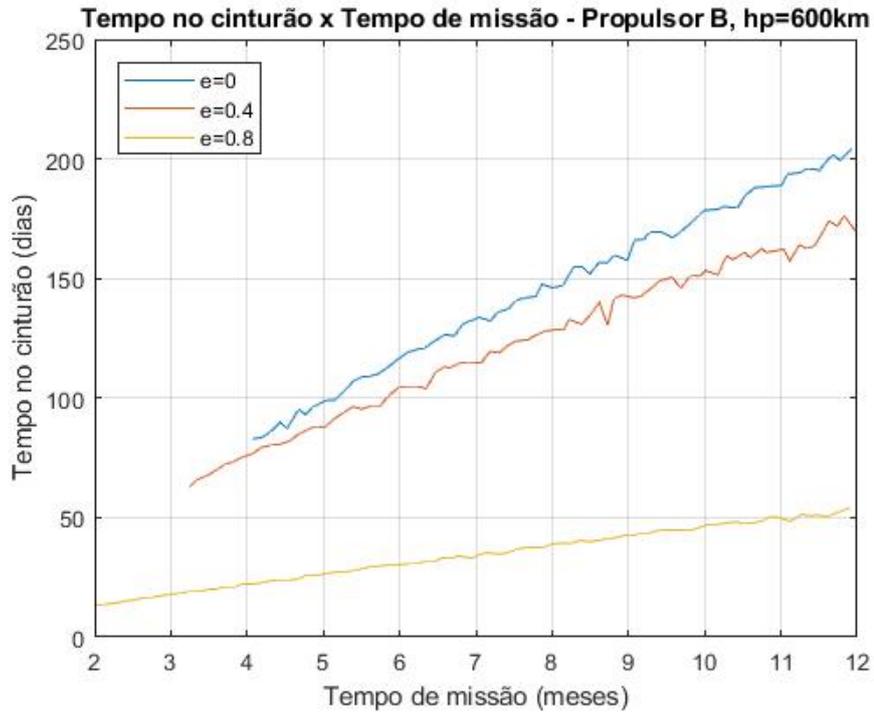


Figura 3.8: Tempo total no cinturão em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 600km$

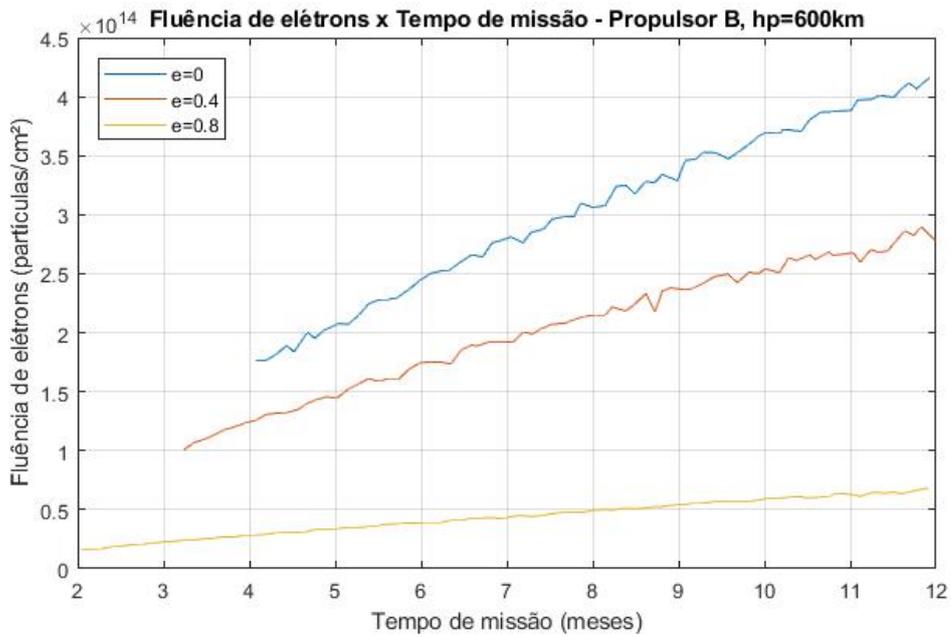


Figura 3.9: Fluência de elétrons em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 600km$

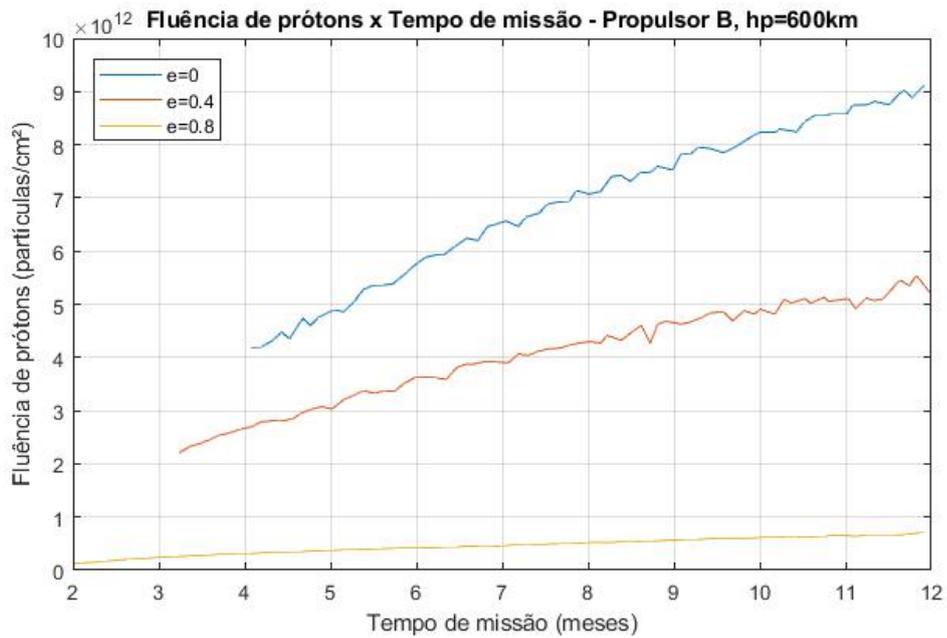


Figura 3.10: Fluência de prótons em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 600km$

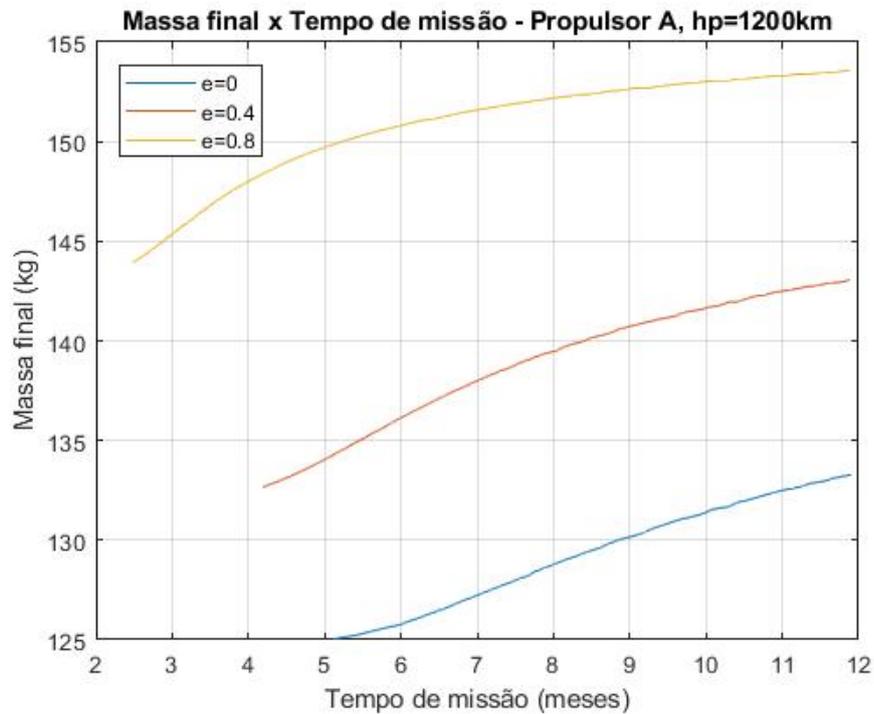


Figura 3.11: Massa final da espaçonave em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

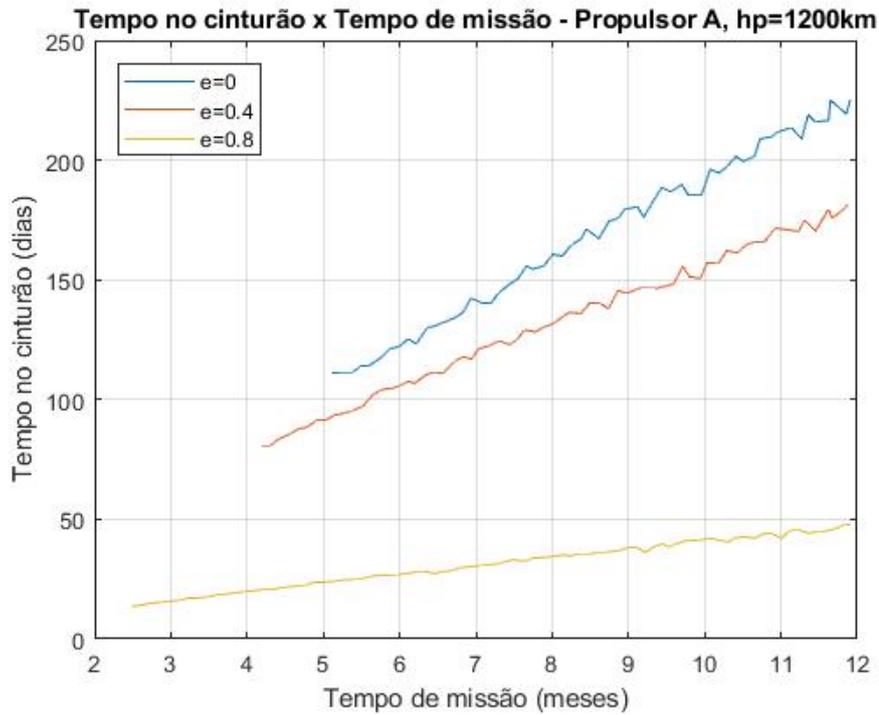


Figura 3.12: Tempo total no cinturão em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

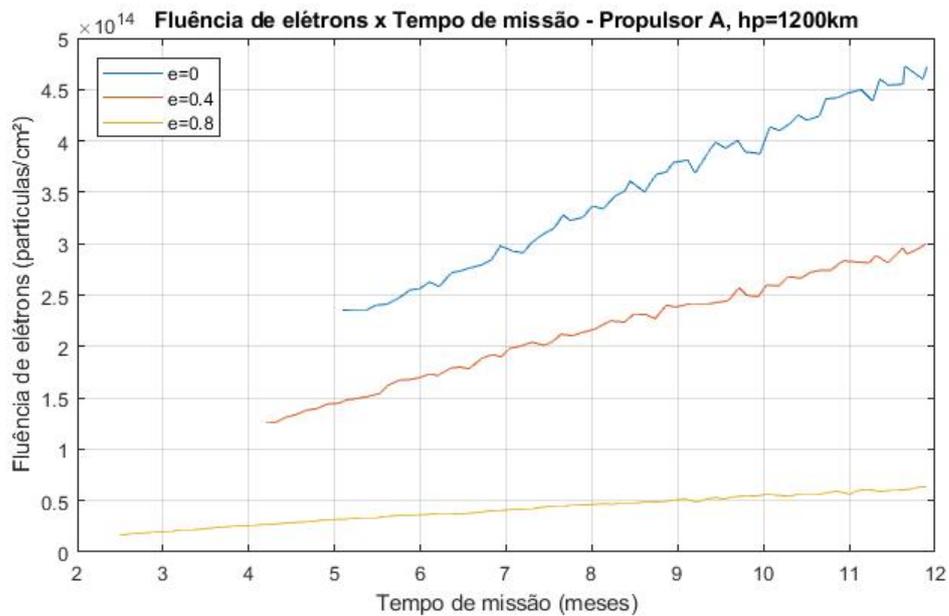


Figura 3.13: Fluência de elétrons em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

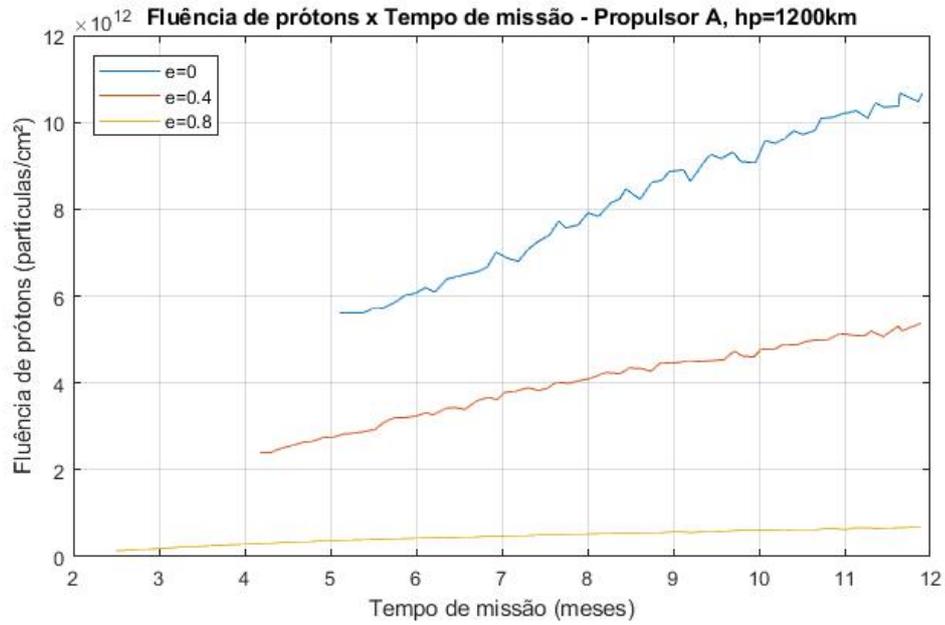


Figura 3.14: Fluência de prótons em função do tempo de missão usando o propulsor A e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

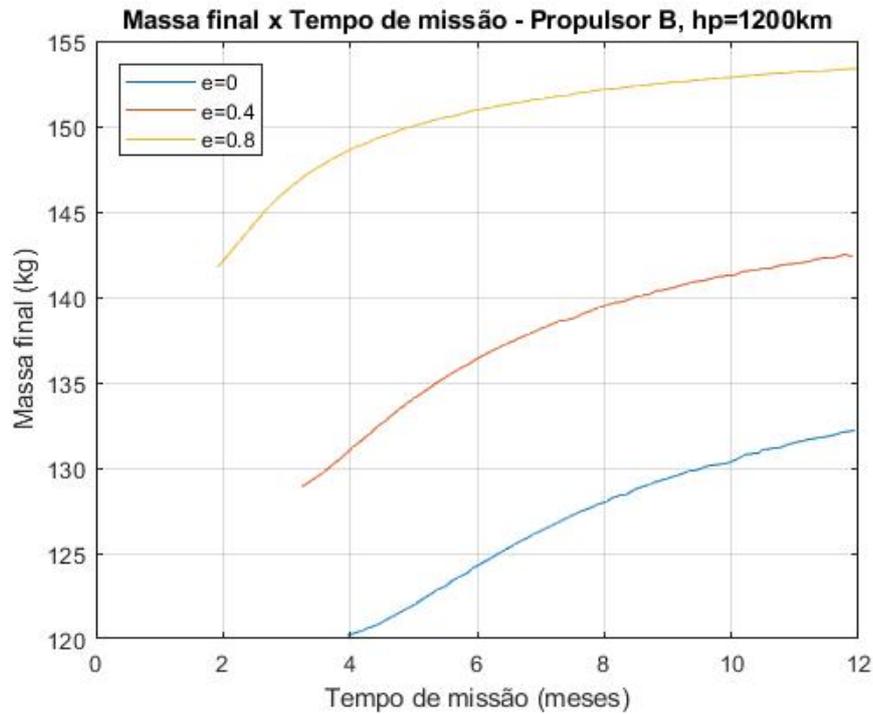


Figura 3.15: Massa final da espaçonave em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

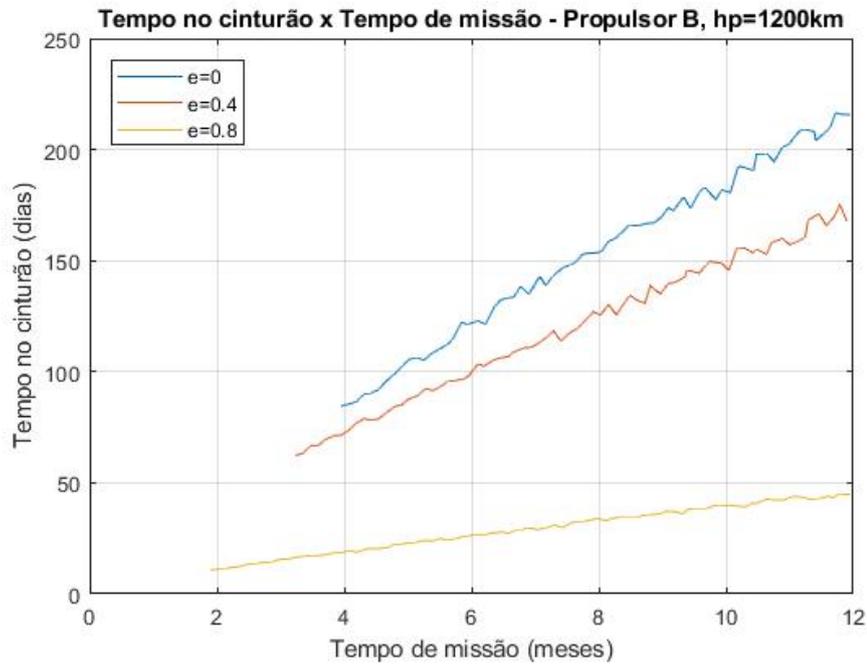


Figura 3.16: Tempo total no cinturão em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

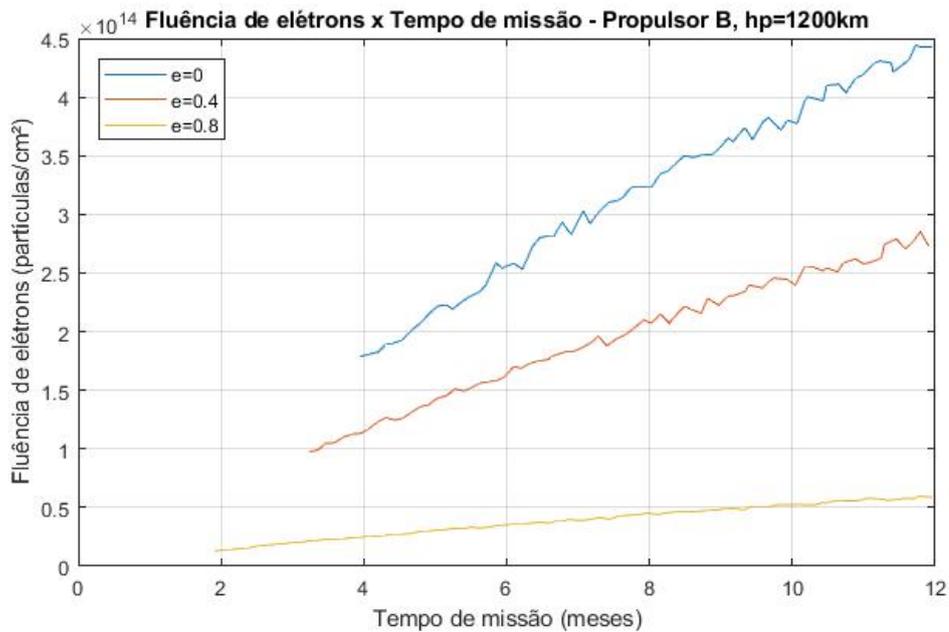


Figura 3.17: Fluência de elétrons em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

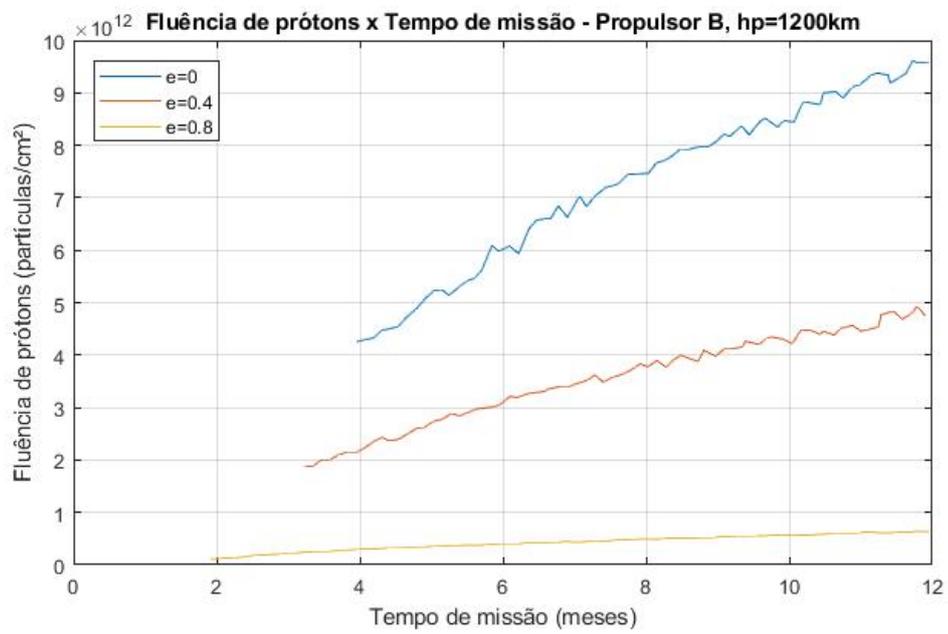


Figura 3.18: Fluência de prótons em função do tempo de missão usando o propulsor B e altura do perigeu em $h_p = 1200km$

Conclusões e perspectivas

Os mapas de contorno para os cinturões provaram-se acurados, o que pode ser evidenciado pela distribuição dos picos de fluxo tanto no cinturão de prótons quanto no de elétrons, que se assemelha ao modelo de SPENVIS (2010), da Figura 2.4.

Quantitativamente, percebe-se que os fluxos encontrados através dos mapas de contorno são cerca de uma ordem de grandeza maiores que aqueles das Figuras 2.4 e 2.3. Isso já era esperado, pois a energia limite utilizada neste trabalho foi bem menor tanto para prótons quanto para elétrons: 0.15MeV ao invés de 1MeV para elétrons e 4MeV ao invés de 10MeV para prótons. Isso leva em conta um número maior de partículas em cada ponto do espaço, visto que aquelas com energia inferior estão excluídas em 2.4 e 2.3, mas não no modelo desenvolvido no presente projeto.

Fica evidente comparando-se as Figuras 3.3 a 3.6 com as Figuras 3.7 a 3.10 que o comportamento dos propulsores A e B assemelha-se bastante, tanto na massa final quanto na fluência de radiação absorvida e tempo nos cinturões de Van Allen. Porém, o propulsor B permite uma passagem mais rápida pelo cinturão, visto que as curvas Tempo x Tempo no cinturão são mais baixas nesse caso. As curvas de fluência, por sua vez, não mudam significativamente com a escolha do propulsor.

Outra análise imediata é a semelhança entre as relações fluência x tempo e tempo no cinturão x tempo : como seria de se esperar, a fluência de partículas absorvida comporta-se de forma parecida com o tempo no cinturão, já que a mesma é proveniente dele. Ambos relacionam-se (aproximadamente) de forma linear com o tempo de missão, para todas as excentricidades. Um aspecto interessante, contudo, é o gap entre as excentricidades de 0.4 e 0.8: o tempo no cinturão não varia muito entre as duas curvas, enquanto a fluência de radiação tem um intervalo maior para ambos propulsores. Isso justifica bem a análise da

radiação absorvida, que nos dá informações mais ricas do que apenas o tempo no cinturão.

É possível perceber também a relação dos resultados com a excentricidade: conforme a mesma aumenta, mais massa é economizada, o tempo no cinturão é menor e as fluências absorvidas também são menores. Portanto, conclui-se que um aumento de excentricidade é benéfico para todos os parâmetros analisados, minimizando tanto o consumo de combustível quanto a radiação absorvida.

Uma última análise comparativa é a da altura do perigeu: a mesma não afeta em grande escala os parâmetros finais para os valores escolhidos. Como 600 km e 1200 km não resultaram em diferenças significativas, a altura pode ser escolhida como a menor das duas para determinada missão, pois é bem mais econômico colocar uma nave em uma órbita mais baixa.

No que se refere a perspectivas de continuações do projeto, pretende-se primeiramente incluir um modelo dinâmico da inclinação do eixo magnético. Isso inclui a inclinação da Terra ao longo do ano em relação à órbita da Lua, de modo que no momento exato da manobra orbital, o cinturão sofra uma inclinação em sua posição, como acontece fisicamente. Deste modo, as trajetórias não passarão diretamente pela parte central do cinturão, mas sim pelas suas bordas, o que minimiza a quantidade de radiação absorvida pela nave. Escolhendo o período do ano em que a inclinação mais favorece uma missão, pode-se otimizar a fluência de partículas absorvidas.

Após essa implementação, também é possível explorar mais as órbitas interplanetárias. Pelo código, as trajetórias todas seguem em direção à Lua, podendo realizar uma manobra de *Swing By*, na qual a gravidade da Lua é utilizada para impulsionar a nave em direção a algum destino escolhido. Pode-se, portanto, explorar tais missões mais profundamente, agora com uma análise quantitativa da radiação absorvida na trajetória.

Referências Bibliográficas

- Chavy-Macdonald M.-A., Strategies and Geant4 Simulations for Radiation Protection on an EML-2 Mission, 2015
- Fortescue P., Stark J., Swinerd G., Spacecraft Systems Engineering. Wiley, 3rd edition, 2003, 704 p.
- Garrett H. B., Guide To Modeling Earth's Trapped Radiation Environment. American Institute of Aeronautics Astronautics, 1999
- Leonard D., C version of NASA's main radiation modelling program, 1998
- Märki A., Radiation Analysis for Moon and Mars Missions, 2018
- National Research Council Space Studies Board, Radiation Hazards to Crews of Interplanetary Missions: Biological Issues and Research Strategies. National Academies Press, 1996
- Olson W. P., Pfitzer K. A., A Quantitative Model of the Magnetospheric Magnetic Field, Journal of Geophysical Research, 1974
- SPENVIS Background: Trapped particle radiation models, 2010
- Sukhanov A., Barbosa G., Prado A., Winter O., Martins J., Macau E., Estimation of the radiation hazard to a spacecraft passing the Van Allen belts in a low thrust transfer, IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, 3 (DYCOSS), 2017

Apêndice

Propulsão de baixo empuxo x alto empuxo: Análise comparativa

Quantitativamente, a propulsão de baixo empuxo pode ser analisada através de duas equações básicas de foguetes, a "Equação do Foguete" de Konstantin Tsiolkovsky e a equação do impulso específico. A Equação do Foguete é dada por:

$$\Delta V = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln(m_0/m_f) \quad (\text{A.1})$$

na qual ΔV é o incremento de velocidade em um foguete com impulso específico I_{sp} , g_0 é a gravidade no nível do mar, e m_0 e m_f são as massas inicial e final do foguete, antes e após a ejeção de propelente.

Portanto, o impulso específico atua como uma medida de eficiência do propulsor utilizado, de modo que um impulso específico maior traduz-se por um maior incremento de velocidade para um mesmo consumo de propelente. Ele pode ser calculado a partir de outras propriedades do propulsor, através da seguinte relação:

$$I_{sp} = \frac{T \Delta t}{M_{prop} g_0} \quad (\text{A.2})$$

onde T é o empuxo médio, Δt é o tempo em que o motor atua e M_{prop} é a massa de propelente consumida durante esse período.

Aplicando as equações acima, pode-se estimar o impulso específico de um propelente sólido, por ser amplamente utilizado na indústria, e de um propulsor de baixo empuxo. O propelente sólido do Ônibus Espacial possuía um empuxo de cerca de 5MN e seu fluxo de propelente era de 1041kg/s (500 toneladas expelidas em 8 minutos ou 480s), resultando em um impulso específico de aproximadamente 500s.

Já para um propulsor iônico, a equação do empuxo pode ser reescrita como:

$$I_{sp} = \frac{T}{QM_{part}g_0} \quad (\text{A.3})$$

onde Q é o fluxo de partículas por segundo e M_{part} é a massa da partícula.

Por conta da baixa massa das partículas expelidas, um propulsor elétrico solar pode atuar por muito tempo, de modo que mesmo com um empuxo de T de apenas 72mN, possua um impulso específico resultante de 2300s, bem maior que o de um propelente sólido.

Apêndice B

Exemplo de resultados - Modelagem do cinturão

A Tabela B.1 apresenta um recorte dos resultados obtidos - fluxo de elétrons e prótons em cada ponto do espaço - utilizando o código adaptado de Leonard (1998). Os resultados completos incluem a variação do raio de 1.2 a 9.8 Re, em passos de 0.1 Re, e da latitude magnética de -59 a 59 graus, em passos de 1 grau.

As coordenadas x e y foram calculadas a partir do raio e da latitude magnética, através de:

$$x = R.\cos\lambda \quad (\text{B.1})$$

$$y = R.\sin\lambda \quad (\text{B.2})$$

Tabela B.1 - Recorte dos fluxos obtidos para: Re = 1.2 e 1.3; latitude magnética = 0 a 39 graus

Raio (Re)	Latitude magnética (graus)	L	x (Re)	y (Re)	Fluxo de elétrons (1/(cm².s))	Fluxo de prótons (1/(cm².s))
1.20	0.00	1.20	1.20	0.00	2.80E+05	3.65E+03
1.20	1.00	1.20	1.20	0.02	2.73E+05	3.60E+03
1.20	2.00	1.20	1.20	0.04	2.55E+05	3.45E+03
1.20	3.00	1.20	1.20	0.06	2.31E+05	3.24E+03
1.20	4.00	1.21	1.20	0.08	2.05E+05	2.98E+03
1.20	5.00	1.21	1.20	0.10	1.82E+05	2.70E+03
1.20	6.00	1.21	1.19	0.13	1.68E+05	2.50E+03
1.20	7.00	1.22	1.19	0.15	2.21E+05	2.33E+03
1.20	8.00	1.22	1.19	0.17	1.46E+05	2.23E+03

Tabela B.1 - continuação

1.20	9.00	1.23	1.19	0.19	1.84E+05	2.48E+03
1.20	10.00	1.24	1.18	0.21	1.82E+05	2.28E+03
1.20	11.00	1.25	1.18	0.23	1.91E+05	1.42E+03
1.20	12.00	1.26	1.17	0.25	1.78E+05	1.85E+03
1.20	13.00	1.27	1.17	0.27	1.85E+05	1.81E+03
1.20	14.00	1.28	1.16	0.29	2.95E+05	1.43E+03
1.20	15.00	1.29	1.16	0.31	2.37E+05	2.15E+03
1.20	16.00	1.30	1.15	0.33	2.97E+05	2.59E+03
1.20	17.00	1.31	1.15	0.35	3.87E+05	2.23E+03
1.20	18.00	1.33	1.14	0.37	4.03E+05	2.32E+03
1.20	19.00	1.34	1.13	0.39	3.42E+05	1.96E+03
1.20	20.00	1.36	1.13	0.41	3.93E+05	1.56E+03
1.20	21.00	1.38	1.12	0.43	3.68E+05	4.90E+01
1.20	22.00	1.40	1.11	0.45	4.67E+05	1.74E+03
1.20	23.00	1.42	1.10	0.47	4.32E+05	6.44E+02
1.20	24.00	1.44	1.10	0.49	4.20E+05	1.60E+02
1.20	25.00	1.46	1.09	0.51	4.16E+05	5.26E+01
1.20	26.00	1.49	1.08	0.53	3.94E+05	6.32E+01
1.20	27.00	1.51	1.07	0.54	3.51E+05	2.71E+02
1.20	28.00	1.54	1.06	0.56	4.02E+04	8.71E+01
1.20	29.00	1.57	1.05	0.58	7.93E+04	1.04E+02
1.20	30.00	1.60	1.04	0.60	2.29E+05	2.68E+02
1.20	31.00	1.64	1.03	0.62	4.11E+04	1.27E+02
1.20	32.00	1.67	1.02	0.64	7.81E+03	1.70E+02
1.20	33.00	1.71	1.01	0.65	1.52E+05	1.31E+02
1.20	34.00	1.75	0.99	0.67	3.46E+00	1.72E+02
1.20	35.00	1.79	0.98	0.69	3.46E+00	1.05E+02
1.20	36.00	1.84	0.97	0.71	8.17E+00	1.53E+02
1.20	37.00	1.89	0.96	0.72	3.80E+00	1.84E+02
1.20	38.00	1.94	0.95	0.74	2.36E+01	5.21E+00
1.20	39.00	1.99	0.93	0.76	1.81E+00	3.29E+02

Tabela B.1 - continuação

1.30	0.00	1.30	1.30	0.00	1.42E+07	3.30E+04
1.30	1.00	1.30	1.30	0.02	1.40E+07	3.29E+04
1.30	2.00	1.30	1.30	0.05	1.35E+07	3.26E+04
1.30	3.00	1.30	1.30	0.07	1.28E+07	3.21E+04
1.30	4.00	1.31	1.30	0.09	1.20E+07	3.14E+04
1.30	5.00	1.31	1.30	0.11	1.12E+07	3.06E+04
1.30	6.00	1.32	1.29	0.14	1.07E+07	2.96E+04
1.30	7.00	1.32	1.29	0.16	1.06E+07	2.85E+04
1.30	8.00	1.33	1.29	0.18	1.09E+07	2.72E+04
1.30	9.00	1.33	1.28	0.20	1.19E+07	2.79E+04
1.30	10.00	1.34	1.28	0.23	1.39E+07	2.67E+04
1.30	11.00	1.35	1.28	0.25	1.78E+07	2.56E+04
1.30	12.00	1.36	1.27	0.27	7.22E+06	2.45E+04
1.30	13.00	1.37	1.27	0.29	8.54E+06	2.39E+04
1.30	14.00	1.38	1.26	0.31	1.12E+07	2.36E+04
1.30	15.00	1.39	1.26	0.34	1.66E+07	2.38E+04
1.30	16.00	1.41	1.25	0.36	1.81E+07	2.32E+04
1.30	17.00	1.42	1.24	0.38	1.50E+07	2.17E+04
1.30	18.00	1.44	1.24	0.40	1.18E+07	2.10E+04
1.30	19.00	1.46	1.23	0.42	1.11E+07	1.86E+04
1.30	20.00	1.47	1.22	0.44	9.10E+06	1.75E+04
1.30	21.00	1.49	1.21	0.47	7.82E+06	1.60E+04
1.30	22.00	1.51	1.21	0.49	6.72E+06	1.49E+04
1.30	23.00	1.54	1.20	0.51	5.72E+06	1.38E+04
1.30	24.00	1.56	1.19	0.53	4.94E+06	1.30E+04
1.30	25.00	1.58	1.18	0.55	4.43E+06	8.99E+03
1.30	26.00	1.61	1.17	0.57	3.99E+06	1.12E+04
1.30	27.00	1.64	1.16	0.59	3.48E+06	1.03E+04
1.30	28.00	1.67	1.15	0.61	3.11E+06	6.30E+03
1.30	29.00	1.70	1.14	0.63	2.95E+06	8.87E+03
1.30	30.00	1.74	1.13	0.65	2.35E+06	7.73E+03

Tabela B.1 - continuação

1.30	31.00	1.77	1.11	0.67	1.96E+06	2.60E+03
1.30	32.00	1.81	1.10	0.69	1.67E+06	6.95E+03
1.30	33.00	1.85	1.09	0.71	1.27E+06	3.03E+03
1.30	34.00	1.90	1.08	0.73	1.05E+06	6.99E+03
1.30	35.00	1.94	1.06	0.75	8.70E+05	8.13E+03
1.30	36.00	1.99	1.05	0.76	7.67E+05	1.01E+04
1.30	37.00	2.04	1.04	0.78	5.87E+05	9.87E+03
1.30	38.00	2.10	1.02	0.80	4.39E+05	9.26E+03
1.30	39.00	2.16	1.01	0.82	3.71E+05	7.94E+03

Apêndice C

Exemplo de resultados - Otimização de trajetórias

A Tabela C.1 apresenta um dos 12 conjuntos de resultados obtidos utilizando o algoritmo de otimização da trajetória. As condições iniciais deste resultado são: $h_p = 600\text{km}$, $e = 0$ e o propulsor do tipo A.

Tabela C.1 - Resultados para: Propulsor A, $h_p = 600\text{km}$, $e = 0$

Tempo (meses)	Massa final (kg)	Fluência total (1/cm²)	Fluência de prótons (1/cm²)	Fluência de elétrons (1/cm²)	Tempo no cinturão (dias)
5.273	123.56	2.33E+14	5.54E+12	2.27E+14	109.87
5.396	123.65	2.33E+14	5.54E+12	2.27E+14	109.77
5.502	123.73	2.33E+14	5.55E+12	2.28E+14	110.26
5.608	123.81	2.36E+14	5.60E+12	2.30E+14	111.54
5.743	123.9	2.36E+14	5.60E+12	2.30E+14	111.51
5.838	123.98	2.42E+14	5.74E+12	2.36E+14	114.67
5.992	124.15	2.47E+14	5.84E+12	2.41E+14	117.51
6.102	124.22	2.56E+14	6.04E+12	2.50E+14	121.75
6.236	124.38	2.54E+14	6.01E+12	2.48E+14	121.07
6.33	124.55	2.56E+14	6.03E+12	2.50E+14	122.31
6.441	124.7	2.58E+14	6.08E+12	2.52E+14	123.54
6.563	124.85	2.63E+14	6.18E+12	2.56E+14	125.59
6.694	125.06	2.67E+14	6.28E+12	2.61E+14	128.13
6.829	125.22	2.79E+14	6.57E+12	2.73E+14	133.56
6.934	125.4	2.78E+14	6.52E+12	2.71E+14	133.18
7.073	125.54	2.93E+14	6.91E+12	2.86E+14	140.01

Tabela C.1 - continuação

7.184	125.7	2.81E+14	6.58E+12	2.74E+14	134.61
7.314	125.92	3.01E+14	7.08E+12	2.93E+14	143.48
7.436	126.01	3.13E+14	7.40E+12	3.06E+14	148.78
7.558	126.32	3.09E+14	7.26E+12	3.01E+14	147.38
7.606	126.38	2.94E+14	6.87E+12	2.87E+14	141.53
7.78	126.65	3.01E+14	7.03E+12	2.94E+14	144.87
7.909	126.86	3.13E+14	7.33E+12	3.05E+14	149.79
8.023	127.04	3.13E+14	7.33E+12	3.06E+14	150.34
8.149	127.2	3.32E+14	7.81E+12	3.24E+14	157.89
8.24	127.38	3.28E+14	7.70E+12	3.20E+14	156.78
8.392	127.59	3.25E+14	7.62E+12	3.18E+14	156.33
8.484	127.73	3.34E+14	7.83E+12	3.26E+14	159.75
8.631	127.92	3.50E+14	8.21E+12	3.41E+14	166.31
8.73	128.05	3.33E+14	7.79E+12	3.25E+14	159.99
8.838	128.23	3.51E+14	8.23E+12	3.43E+14	167.21
8.942	128.4	3.52E+14	8.24E+12	3.43E+14	167.87
9.101	128.61	3.62E+14	8.46E+12	3.53E+14	172.07
9.233	128.78	3.70E+14	8.64E+12	3.61E+14	175.78
9.341	128.93	3.62E+14	8.46E+12	3.53E+14	172.79
9.474	129.1	3.65E+14	8.54E+12	3.56E+14	174.3
9.591	129.23	3.80E+14	8.85E+12	3.72E+14	180.66
9.718	129.36	3.92E+14	9.07E+12	3.83E+14	185.75
9.825	129.54	3.84E+14	8.93E+12	3.75E+14	182.74
9.943	129.63	3.73E+14	8.70E+12	3.64E+14	178.28
10.079	129.87	3.90E+14	9.05E+12	3.81E+14	185.87
10.191	130	4.01E+14	9.26E+12	3.92E+14	190.83
10.271	130.09	4.05E+14	9.35E+12	3.96E+14	192.78
10.427	130.26	4.04E+14	9.33E+12	3.94E+14	192.17
10.542	130.32	4.18E+14	9.59E+12	4.09E+14	199.14
10.677	130.51	4.11E+14	9.46E+12	4.02E+14	195.92
10.731	130.63	4.13E+14	9.50E+12	4.03E+14	196.72

Tabela C.1 - continuação

10.892	130.81	4.19E+14	9.63E+12	4.10E+14	200.26
11.028	130.84	4.36E+14	9.93E+12	4.26E+14	208.13
11.159	131.06	4.19E+14	9.64E+12	4.10E+14	200.61
11.258	131.14	4.26E+14	9.76E+12	4.17E+14	203.57
11.397	131.32	4.36E+14	9.94E+12	4.26E+14	208.35
11.507	131.42	4.30E+14	9.84E+12	4.21E+14	206.13
11.604	131.44	4.40E+14	1.00E+13	4.30E+14	210.37
11.758	131.59	4.29E+14	9.83E+12	4.19E+14	205.77
11.878	131.77	4.47E+14	1.01E+13	4.37E+14	214.04
11.993	131.84	4.55E+14	1.03E+13	4.44E+14	218.11