



ESTUDO DE MANOBRAS E TRAJETÓRIAS ESPACIAIS VISANDO SUBSIDIAR UMA MISSÃO DE EXPLORAÇÃO DE UM ASTEROIDE

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA (PIBIC/CNPq/INPE)

Juan Carlos Martins (Unesp Campus de Guaratinguetá (FEG), Bolsista PIBIC/CNPq)

E-mail: jcm.juanmartins@gmail.com

Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado (LAC/CTE/INPE, Orientador)

E-mail: antonio.prado@inpe.br

COLABORADORES

Dr. Alexander Suhkanov (IKI/INPE)

Dr. Othon Cabo Winter (FEG/INPE)

Julho de 2017

Resumo

Esse trabalho tem por objetivo analisar, por meio de simulações numérica, quanto tempo um objeto em trânsito da Terra à Lua permanece no cinturão de Van Allen. Com o intuito de definir uma trajetória ótima para que o objeto permaneça o mínimo possível dentro do cinturão e para que o consumo de combustível seja mais eficiente. Faremos varias simulações mudando as condições iniciais porém usando para todas o mesmo modelo simplificado do cinturão.

Abstract

This work aims to analyze, through numerical simulations, how long an object in transit from Earth to Moon remains in the Van Allen belts. In order to define an optimum trajectory so that the object remains as minimal as possible within the belts and the fuel consumption to be more efficient. We will do several simulations changing the initial conditions but using for all the same simplified model of the belt.

SUMÁRIO

| | |
|---|----|
| 1. INTRODUÇÃO..... | 5 |
| 2. TRANSFERÊNCIA DE BAIXO EMPUXO..... | 6 |
| 2.1 Propulsores de baixo empuxo..... | 6 |
| 2.1.1 Características do propulsor..... | 6 |
| 2.1.2 Tipos de Propulsores..... | 7 |
| 2.2 Manobra de transferência de baixo empuxo..... | 8 |
| 3. RADIAÇÃO E O CINTURÃO DE VAN ALLEN..... | 9 |
| 3.1 Radiação..... | 10 |
| 3.2 Cinturão de Van Allen..... | 11 |
| 4. SIMULAÇÕES..... | 13 |
| 5. RESULTADOS..... | 15 |
| 5.1 Gráficos e Tabelas..... | 15 |
| 6. CONCLUSÃO..... | 25 |
| 7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS..... | 26 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|---|----|
| Figura 1- Trajetória espiralada causada pela manobra de baixo empuxo..... | 9 |
| Figura 2- Trajetória espiralada causada pela manobra de baixo empuxo..... | 9 |
| Figura 3- Representação do campo magnético terrestre..... | 12 |
| Figura 4- Representação do cinturão de Van Allen, cinturão interno e externo..... | 13 |

LISTA DE TABELAS

| | |
|---|----|
| Tabela 1: Características dos sistemas propulsivos..... | 14 |
| Tabela 2: Alturas do perigeu das orbitas iniciais..... | 14 |
| Tabela 3: Excentricidades simuladas para cada orbita inicial..... | 14 |
| Tabela 4: Simulações mais eficiente..... | 15 |
| Tabela 5: Crescimento da altura do apogeu em relação a excentricidade da órbita | 24 |

LISTA DE GRÁFICOS

| | |
|--|----|
| Gráfico 1 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 600 Km..... | 16 |
| Gráfico 2 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 600 Km..... | 16 |
| Gráfico 3 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 800 Km..... | 17 |
| Gráfico 4 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 800 Km..... | 17 |
| Gráfico 5 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 1000 Km..... | 18 |
| Gráfico 6 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 1000 Km..... | 18 |
| Gráfico 7 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 1200 Km..... | 19 |
| Gráfico 8 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>A</i> e altura inicial 1200 Km..... | 19 |
| Gráfico 9 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 600 Km..... | 20 |
| Gráfico 10 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 600 Km..... | 20 |
| Gráfico 11 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 800 Km..... | 21 |
| Gráfico 12 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 800 Km..... | 21 |
| Gráfico 13 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 1000 Km..... | 22 |
| Gráfico 14 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 1000 Km..... | 22 |
| Gráfico 15 – Consumo de combustível, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 1200 Km..... | 23 |
| Gráfico 16 – Tempo no cinturão, ref. ao sistema propulsivo <i>B</i> e altura inicial 1200 Km..... | 23 |

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho, iniciado em agosto de 2016, tem como o objetivo estudar por meio de métodos numéricos visando a simulação de trajetórias e manobras em missões de exploração. Sabemos que o espaço pode ser hostil aos aparelhos eletrônicos e que a otimização das trajetórias em uma missão espacial pode simplificá-la e trazer benefícios econômicos no investimento da mesma. Tendo isso em vista o projeto tem como premissa o estudo das condições que um objeto encontra ao sair da superfície da Terra até a Lua passando pelo cinturão de Van Allen em uma órbita espiralada. Para a análise desse problema primeiramente faremos um estudo acerca da manobra orbital, transferência de baixo empuxo, usada para a transferência entre a órbita inicial e final. O estudo relacionado a manobra contempla também um breve estudo sobre o tipo de propulsores usado. Estudaremos o cinturão de Van Allen afim de implementá-lo em um programa computacional, fornecido por um colaborador, que calculará a progressão da órbita com relação ao tempo com base em arcos ótimos. Um conjunto de dados iniciais tais como, órbita inicial para a manobra, onde a manobra será efetuada (perigeu ou apogeu) e as características dos propulsores utilizados, serão fornecidos ao programa para as simulações subsequentes. A partir das simulações feitas via o programa computacional, obteremos dados referente ao tempo de transferência, tempo de permanência do objeto no cinturão e quantidade de combustível gasto. Com os seguintes dados podemos determinar quais seriam as trajetórias ótimas para que o objeto chegue até a Lua, visando aquelas onde o tempo de permanência dentro do cinturão e o consumo de combustível sejam os menores possíveis. Com poucas modificações e implementações podemos estender a ideia desse projeto para calcular trajetórias ótimas visando a exploração de asteroides. Uma vez que tivermos um modelo de trajetória ótima para a lua podemos adicionar uma manobra por swing-by para que o objeto continue seu curso até o asteroide em questão. Como o cinturão de Van Allen não se estende para além da orbita lunar, e nossa premissa é de verificar o tempo de exposição que o objeto se mantém dentro do cinturão, consideramos nesse estudo como sendo a órbita da Lua o ponto final da manobra.

2. TRANSFERÊNCIA DE BAIXO EMPUXO

As transferências entre órbitas circulares coplanares é uma das manobras mais usadas em missões de satélites artificiais, e de grande importância em astronáutica.

2.1 Propulsores de baixo empuxo

Com a busca por sistemas de propulsão mais eficientes, nos deparamos com a ideia de aumentar o impulso específico (specific impulse), melhorando assim o sistema de propulsão e sua necessidade de combustível. Nos sistemas propulsivos o desempenho é medido pelo impulso específico (I_{sp}) que é uma medida do impulso produzido por unidade de propelente ejetado.

Até agora, temos que, aumentar o impulso específico significa abaixar o empuxo do propulsor (low-thrust). Isso acontece pois aumentar o impulso específico e manter o empuxo alto exige muita energia. [1]

2.1.1 Características do propulsor

O empuxo de um propulsor depende das características energéticas dos propelentes utilizados a formula abaixo mostra a relação do empuxo do motor com essas características.

$$F = \dot{m} c = \dot{m} c_f c^* = p A^* c_f$$

Onde \dot{m} é a vazão da massa, c_f é o coeficiente de empuxo, p é a pressão da câmara, c^* é a velocidade característica e A^* a área da garganta do bocal.

Do ponto de vista dimensional do sistema propulsivo as quantidades importantes são, o impulso total específico e o empuxo mínimo necessário. Os requisitos do impulso total variam bastante de missão para missão.[2]

Temos que o impulso específico é dado por: $I_{sp} = \frac{V_{eq}}{g}$

Onde I_{sp} é o impulso específico, V_{eq} é chamada de velocidade equivalente e g é a aceleração da gravidade.[3]

Nos cálculos de dinâmica orbital é preferível trabalhar com incrementos de velocidade em

vez de impulso. Uma vez que os incrementos de velocidade não depende da massa do satélite. Com isso temos que a quantidade de combustível necessária para efetuar uma manobra com um incremento de velocidade específico, ΔV , é dado pela seguinte formula:

$$\Delta M = M_0 \left[\exp\left(\frac{-\Delta V}{c}\right) - 1 \right]$$

Onde M_0 é a massa inicial do satélite e c é a velocidade de ejeção dos gases propelentes pelo motor.[2]

2.1.2 Tipos de Propulsores

Os dois principais tipos propulsores de baixo empuxo hoje são a propulsão elétrica e as velas solares. A propulsão elétrica utiliza energia de uma fonte externa, normalmente energia solar, para acelerar eletricamente o propelente, ou seja, não se limita à energia disponível através da decomposição ou combustão do propelente. Os diferentes propulsores elétricos são categorizados conforme a forma que eles aceleram o propelente. As velas solares usam a pressão de radiação solar para gerar o empuxo. Elas tem sido usadas com êxito para controle de atitude. [4]

Os propulsores iônicos são os mais bem desenvolvidos tendo sua concepção iniciada nos anos 50 e demonstrado no espaço em 1964, desde então esse tipo de propulsor vem sendo estudado e aprimorado. Outros tipos de propulsores de baixo empuxo são:

- Eletrotérmico
- Eletrostático
- Eletromagnético

Após muitos estudos e testes de voo, os propulsores elétricos começaram a ser aplicados comercialmente nos anos 80. Em 1994, os propulsores eletrostáticos iônicos foram usados pela primeira vez no espaço pela em satélites comerciais e em 1998 no NASA's Deep Space 1, sendo a primeira missão interplanetária a usar desse sistema. Embora a principal motivação para o desenvolvimento de sistemas de propulsão elétrico são a conservação da massa propulsora para missões de grandes incrementos de velocidade característica, os propulsores elétricos oferecem uma série de benefícios operacionais secundários atraentes, incluindo precisão e variabilidade de níveis de impulso e incrementos de impulso, desligamento e capacidade de reinício, e o uso de propulsores quimicamente passivos. Suas principais limitações são a necessidade de fontes de energia externas

sofisticadas, capacidades de densidade de impulso muito baixas a médias e pouca experiência empírica com operação no ambiente espacial.

Atualmente existem mais de 200 satélites que usam propulsão elétrica, em sua maioria para aplicações entre órbitas terrestres baixas (LEO) e órbitas terrestres geossíncronas (GEO). Depois de obter êxito com os propulsores de baixo empuxo, as agências espaciais estão desenvolvendo novas missões que usarão essa tecnologia, tais como: Space Technology 7 (ST7), BepiColombo e Hayabusa 2. [4]

2.2 Manobra de transferência de baixo empuxo

Em resumo temos primeiro que considerar o caso em que o objeto (sonda, satélite ou espaçonave) foi lançada da superfície da terra com destino a uma órbita de estacionamento, LEO, a partir desta órbita haverá uma transferência, que no nosso caso será através de empuxos impulsivos que acontecerão no perigeu ou apogeu da órbita de estacionamento, criando ao longo do tempo uma sequência de órbitas crescentes até que a órbita final seja alcançada e nela o objeto repouse.

A manobra de transferência por baixos empuxos, é uma manobra de transferência de órbitas, ou seja, uma manobra de grande amplitude destinada a alterar significativamente a órbita do veículo espacial. Para mudar a órbita de uma nave espacial usando propulsão elétrica de baixo empuxo, são utilizadas diferentes trajetórias de transferência. Devido ao baixo empuxo fornecido por propulsores elétricos, as acelerações tendem a ser muito baixas, e os tempos de impulso são longos. Por exemplo, uma transferência pode ser da ordem de semanas a meses para realizar uma alteração significativa da órbita, e os propulsores são disparados em um arco no perigeu durante todo o período de transferência. Além disso, uma trajetória direta não pode ser implementada usando um baixo empuxo e, portanto, uma trajetória de transferência em espiral deve ser usada. Um tipo de trajetória de baixo empuxo é uma elevação da órbita em espiral em que a órbita permanece relativamente circular a partir de uma órbita terrestre baixa inicial para alguma órbita superior. O outro tipo de trajetória de baixo empuxo começa em uma órbita altamente elíptica e usa uma queima contínua de baixo empuxo para espiral até a órbita mais baixa e circular. [4]

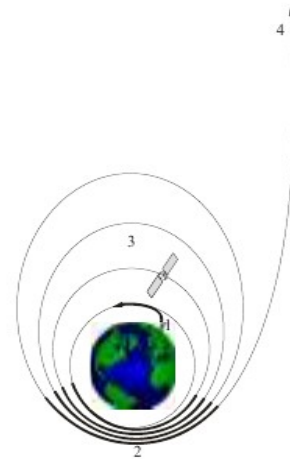
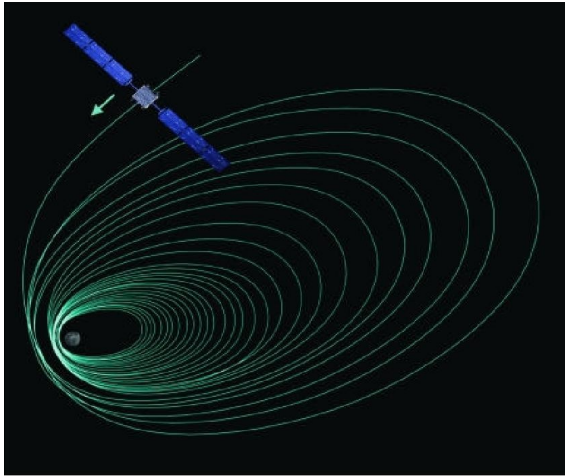


Figura 1 e 2 – Trajetória espiralada causada pela manobra de baixo empuxo [5,6]

Analisando as transferências mais comuns como, transferência de Hohmann, bi-elíptica, bi-parabólica e a transferência por baixo empuxo observamos que as mesmas oferecem vantagens e desvantagens. Dentre todas citadas a transferência por baixo empuxo é a que necessitaria de menos combustível porém necessitaria de um tempo muito mais de manobra. Nesse trabalho será utilizada a transferência de baixo empuxo para computar a progressão da órbita inicial para a final. [7]

3. RADIAÇÃO E O CINTURÃO DE VAN ALLEN

Quando trabalhamos com viagens para além de orbitas baixas (LEO) nos deparamos com a questão da radiação absorvida pelo objeto no espaço. O espaço pode ser hostil e a radiação proveniente de várias fontes são a maior parte dessa hostilidade. Muitas pessoas acham que por causa deste fator as viagens espaciais não poderiam acontecer, correlacionam o fato da radiação ser ruim com o fato de haver radiação no espaço e concluem que o espaço não poderia comportar viagens de nenhuma forma, esquecendo que existe uma dose de radiação na qual a mesma não gera nenhum mal. Isso tem gerado durante décadas varias teorias conspiratórias acerca das viagens da Terra para a Lua, as missões Apollo. Vamos entender basicamente como a radiação funciona. [8]

3.1 Radiação

A radiação pode ser definida como energia em trânsito sob a forma de partículas de alta velocidade e ondas eletromagnéticas. A radiação eletromagnética é muito comum no nosso cotidiano como a luz visível, ondas de radio e televisão, micro-ondas, etc. Radiação é dividida em duas categorias, as radiações ionizante e as radiações não-ionizantes.

- Radiação ionizante: Ela é uma radiação que possui energia suficiente para remover elétrons da órbita dos átomos resultando assim em partículas carregadas. Esse tipo de radiação que é estimado uma dose mínima para nossa proteção. Exemplos de radiação ionizante são raios x, raios gamas, betas e alfas. A radiação ionizante ocorre naturalmente, por exemplo, pela decomposição de substâncias radioativas naturais. No Sistema Internacional de Unidades, a dose é medida em unidades chamadas sieverts (Sv) e milisieverts (mSv).
- Radiação não-ionizante: Ela não possui energia suficiente para remover elétrons de átomos ou moléculas. Exemplos são ondas de radio e televisão e micro-ondas.

A radiação no espaço consiste primeiramente em radiação ionizante que existe na forma de alta energia, partículas carregadas, principalmente elétrons, prótons, e alguns núcleos mais pesados, que são comumente chamados de radiação particulada. Existem três tipos de fontes de radiação no espaço que são a radiação presa, os raios cósmicos, e os eventos solares (radiação proveniente do Sol).

Essas partículas quando se movem em altas velocidades podem passar através da matéria. O quão profundo ela penetra na matéria depende da sua velocidade e de sua carga, quanto maior a carga menor é a penetração. A energia dessa radiação é expressada em uma unidade especial conhecida como elétron-volt (eV).

Uma vez que a matéria é composta por núcleos atômicos carregados positivamente e por elétrons negativamente carregados, é claro que a partícula eletricamente carregada deve interagir com os átomos nas moléculas que circundam seu caminho. É muito raro que partículas pesadas, tais prótons ou partículas alfa, atinjam um núcleo atômico ou para que os elétrons colidam com os elétrons orbitais. Quando ocorre uma colisão, a partícula envolvida muda sua direção. Exceto quando ela se espalha, desta forma, as partículas subatômicas movem-se através da matéria em linhas retas. No entanto, mesmo quando eles não entram em contato físico com átomos, eles são

continuamente desacelerados pelas cargas elétricas locais dos átomos. Por causa dessa interação elétrica as partículas perdem energia não podendo penetrar mais profundamente o material. A energia que a partícula ionizada tinha é perdida para os átomos vizinho. Radiação particulada raramente excede alguns MeV e portanto não podem penetrar profundamente em nossos corpos. Em adição a energia e a composição das partículas precisamos descrever quantas são. Isso é nos dado em termos do fluxo. Formalmente, o fluxo em uma certa frequência, em um dado ponto e em uma dada direção, é a quantidade líquida de energia radiante cruzando a unidade de área, por unidade de tempo, e por intervalo de frequência.

Tendo um conhecimento de como a radiação funciona podemos dizer que ela pode danificar alguns instrumentos de uma sonda por exemplo, caso a radiação incidida seja demasiada, ou o objeto fique exposto por um longo tempo a uma quantidade de radiação não segura. A radiação também pode influenciar na eficiência do combustível, fazendo com que a missão tenha uma menor rendimento. De qualquer forma a importância de saber quanta radiação um objeto no espaço esta exposto é algo muito valido para o planejamento de uma missão e os recursos utilizados na mesma. [8]

3.2 Cinturão de Van Allen

O cinturão de Van Allen descoberto pelo Dr. James Van Allen por volta de 1950. Van Allen e seu time colocaram um instrumento a bordo de satélites, como o Explorer I e o Pioneer 3, que poderiam detectar esses tipos de partículas (partículas de alta energia) antes de entrarem na atmosfera. O que eles descobriram quando eles analisaram os dados era muito diferente do que eles esperavam. À medida que o satélite se movia em sua órbita, os instrumentos registraram um fluxo crescente de partículas de raios cósmicos ao longo da órbita, mas as mudanças não eram aleatórias. Ao traçar onde, no espaço, o fluxo era mais forte e fraco, viram que havia nuvens de partículas de energia muito altas perto da Terra. Essas nuvens tinham uma forma definida, sendo mais espessas no plano equatorial, e diminuíram quando se aproximavam dos polos.

Van Allen ficou surpreso por observar tal fenômeno. Apesar do espanto Van Allen e outra comunidade de cientistas que estudavam o ambiente espacial, tal qual o Dr. Carl Stomer, cuja pesquisa matemática já havia apontado a existência de tais nuvens de partículas presas muito antes dos dados coletados, já esperavam que tal fenômeno fosse observado. Mas ainda havia a incerteza de quais partículas estavam envolvidas e suas energias. O cinturão de Van Allen esta todo localizado dentro do campo magnético da Terra. O campo magnético da terra grosseiramente falando é um

campo magnético criado por um dipolo que está inclinado 11,5 graus com relação ao eixo de rotação da terra.

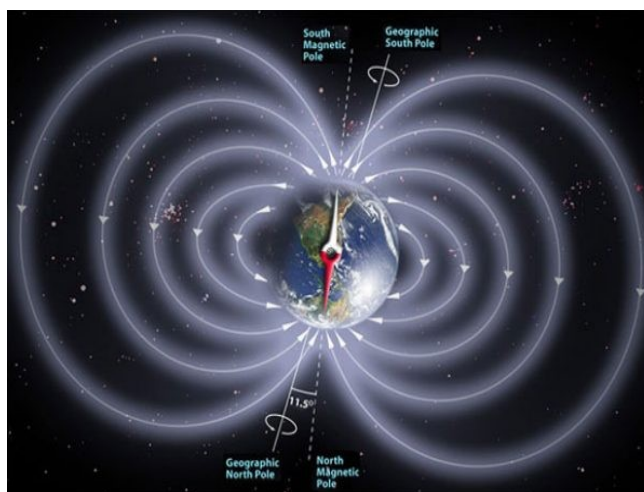


Figura 3 – Representação do campo magnético terrestre [9]

Estudos cuidadosos nos últimos 50 anos mostram que, na verdade, existem dois tipos de partículas que compõem o cinturão: elétrons e prótons. As partículas individuais carregam muita energia, é conveniente tratá-las em termos de suas energias quando formos descrever as partículas no cinturão.

Hoje sabemos que o cinturão é formado por dois cinturões um interno e outro externo, ambos possuem o formato de um toroide (rosquinha) e todo ele está localizado dentro do campo magnético terrestre. Além disso eles ainda são divididos em cinturão de prótons e elétrons de alta e baixa energia. Que estão listados abaixo:[10]

- O cinturão de prótons (cinturão interno) está localizado a cerca de 500 quilômetros acima da superfície da Terra e se estende a 13.000 km. Este é o cinturão interno que contém prótons com energias maiores que 10 milhões de volts, tais quais os cientistas pensam serem partículas de raios cósmicos presas, proveniente do espaço fora do sistema solar, ou do próprio Sol.
- O cinturão de elétrons de baixa energia (cinturão interno) sobrepõe o volume de espaço onde o cinturão de prótons está localizado. Os elétrons carregam entre 1 e 5 milhões de volts de energia, em média.
- O cinturão de elétrons de alta energia (cinturão externo) está localizado mais longe do que

os dois cinturões internos sobrepostos. Os elétrons neste cinturão exterior carregam entre 10 a 100 milhões de volts de energia, em média.

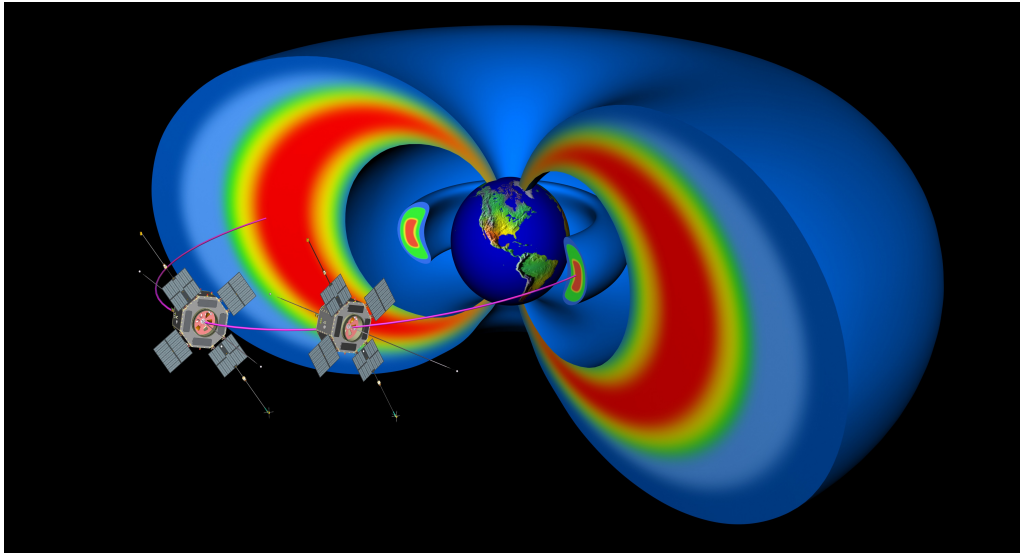


Figura 4 – Representação do cinturão de Van Allen, cinturão interno e cinturão externo [11]

Além disso os cinturões externo e interno também comportam uma pequena quantidade de outras partículas, como partículas alfa. O cinturão interno tem por característica ser mais estável no espaço, ou seja, ele varia muito pouco sua localização com o tempo do que o cinturão externo. O mesmo fenômeno acontece para a energia comportada pelos cinturões. Como os cinturões são formados por partículas presas que vem do espaço, foi estudado recentemente o comportamento dos mesmos após uma tempestade solar. [12, 13]

O modelo de cinturão usado neste trabalho é um modelo simples que simplifica nosso problema em relação a variação angular dos elementos orbitais do objeto. Nós assumimos dois cinturões esféricos, o interno variando de 7400 a 12800 quilômetros e o externo variando de 24300 a 39500 quilômetros. [14]

4. SIMULAÇÕES

O programa computacional a ser utilizado nesse projeto foi desenvolvido pelo Dr. Alexander Sukhanov, que participa atualmente participa de pesquisas no INPE e é um colaborador desse projeto. O programa em questão realiza a integrações numéricas da trajetória do objeto ao redor da terra. Para tornar as simulações mais rápida um método de otimização foi usado. Uma formula simples para se calcular os arcos onde os empuxos serão ótimos esta mostrada abaixo.

$$E = F(1 - ce^p)$$

Onde E é a anomalia excêntrica, F é um parâmetro angular correspondente ao tempo de transferência, e é a excentricidade e p e c são parâmetros que variam $-1 < c < 1$ e $0 < p < 2$ e correspondem a massa final do objeto para um dado tempo de transferência. [15]

Usamos dois tipos de propulsores para as simulações, os mesmos estão dispostos na tabela abaixo:

Tabela 1: Características dos sistemas propulsivos [6]

| Sistema Propulsivo | Propulsão (mN) | Impulso específico (s) |
|--------------------|----------------|------------------------|
| A | 72 | 2700 |
| B | 94 | 2300 |

As simulações foram feitas para quatro alturas de perigeus e para cada orbita foi simulada cinco excentricidades os mesmos estão listados na tabela abaixo:

Tabela 2: Alturas do perigeu das orbitas iniciais

| | | | | |
|--------------|-----|-----|------|------|
| Alturas (km) | 600 | 800 | 1000 | 1200 |
|--------------|-----|-----|------|------|

Tabela 3: Excentricidades simuladas para cada orbita inicial

| | | | | | |
|-----------------|-----|-----|-----|-----|-----|
| Excentricidades | 0,0 | 0,2 | 0,4 | 0,6 | 0,8 |
|-----------------|-----|-----|-----|-----|-----|

A órbita final foi estipulada como 385000 km (distancia média da terra à lua), e a massa do satélite usado é 160 kg. Dessa forma contabilizamos um total de 40 simulações.

5. RESULTADOS

Neste trabalho foram simuladas manobras da Terra para a Lua. Foram quarenta simulações, vinte referente ao sistema propulsivo *A* e vinte referente ao sistema propulsivo *B*, descritos na Tabela 1. Para cada altura inicial foi simulado cinco excentricidades iniciais, a massa inicial do satélite foi escolhida como sendo 160 Kg. Essas simulações formam uma trajetória espiralada para a órbita da Lua, até esse ponto é onde o nosso trabalho abrange, depois da manobra ser efetuada podemos usar outros métodos e manobras para fazer com que o objeto vá explorar outros corpos, O ponto de análise desse projeto é o consumo de combustível para se efetuar uma manobra e a permanência do objeto no cinturão, durante uma transferência Terra-Lua, faremos essa análise pelos gráficos subsequentes. Os gráficos são dispostos com altura inicial crescente, primeiro referente ao sistema propulsivo *A* e em seguida para o sistema propulsivo *B*. O gráfico de consumo de combustível descreve a variação de massa do objeto durante a manobra, essa variação está relacionada a quantidade de combustível que foi necessária para se realizar a transferência. Cada linha é referente a uma excentricidade, como descrito nas legendas. O gráfico tempo de permanência no cinturão se refere a quantos dias o objeto ficou no cinturão durante a transferência.

5.1 Gráficos e Tabelas

Tabela 4: Simulações mais eficiente

| Simulação (Altura/Excentricidade/Sis.Propulsivo) | Tempo no Cinturão (dias) | Consumo de Combustível (Kg) |
|---|--------------------------|--------------------------------|
| 600 / 0,8 / A | 13,85 | 5,00 |
| 800 / 0,8 / A | 13,27 | 4,88 |
| 1000 / 0,8 / A | 13,03 | 4,70 |
| 1200 / 0,8 / A | 12,25 | 4,58 |
| 600 / 0,8 / B | 13,27 | 5,20 |
| 800 / 0,8 / B | 12,85 | 5,02 |
| 1000 / 0,8 / B | 12,62 | 4,93 |
| 1200 / 0,8 / B | 12,02 | 4,80 |

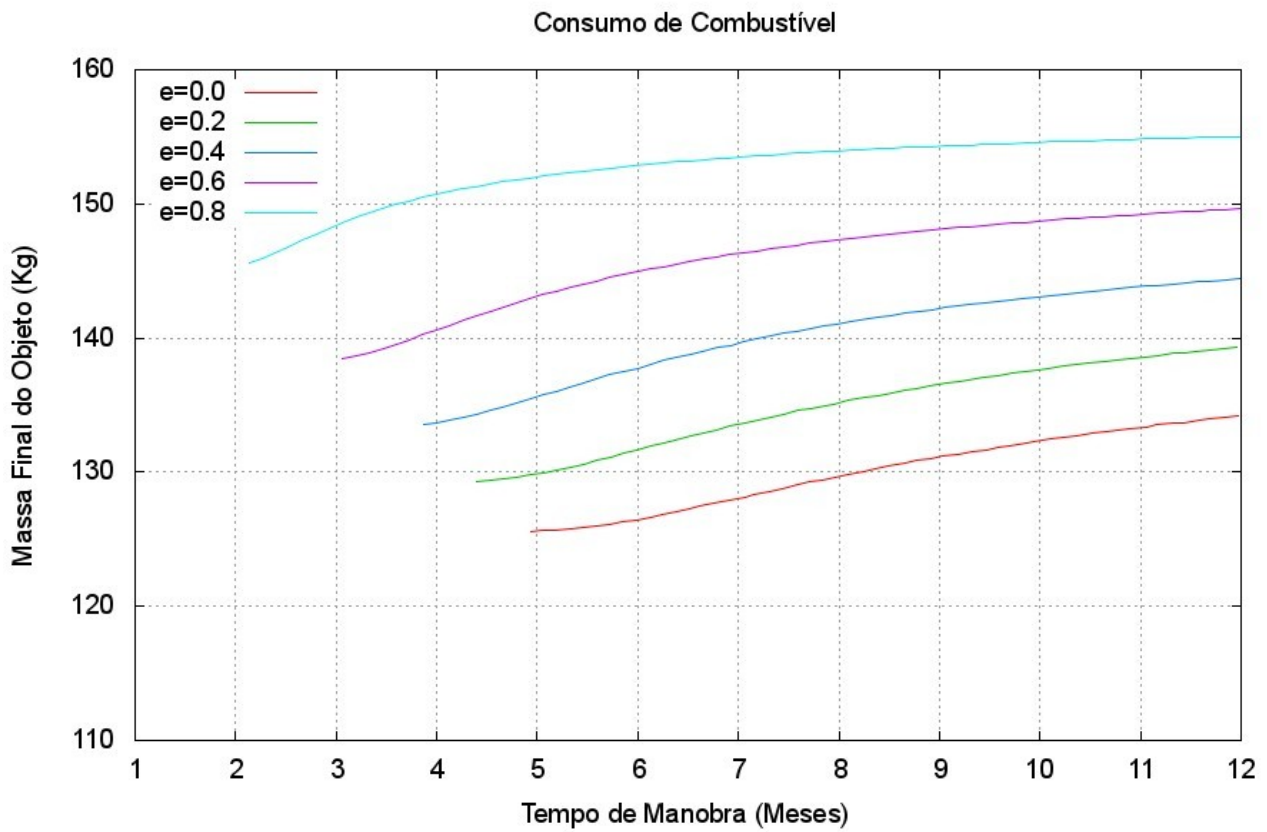


Gráfico 1 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *A* e altura inicial 600 Km

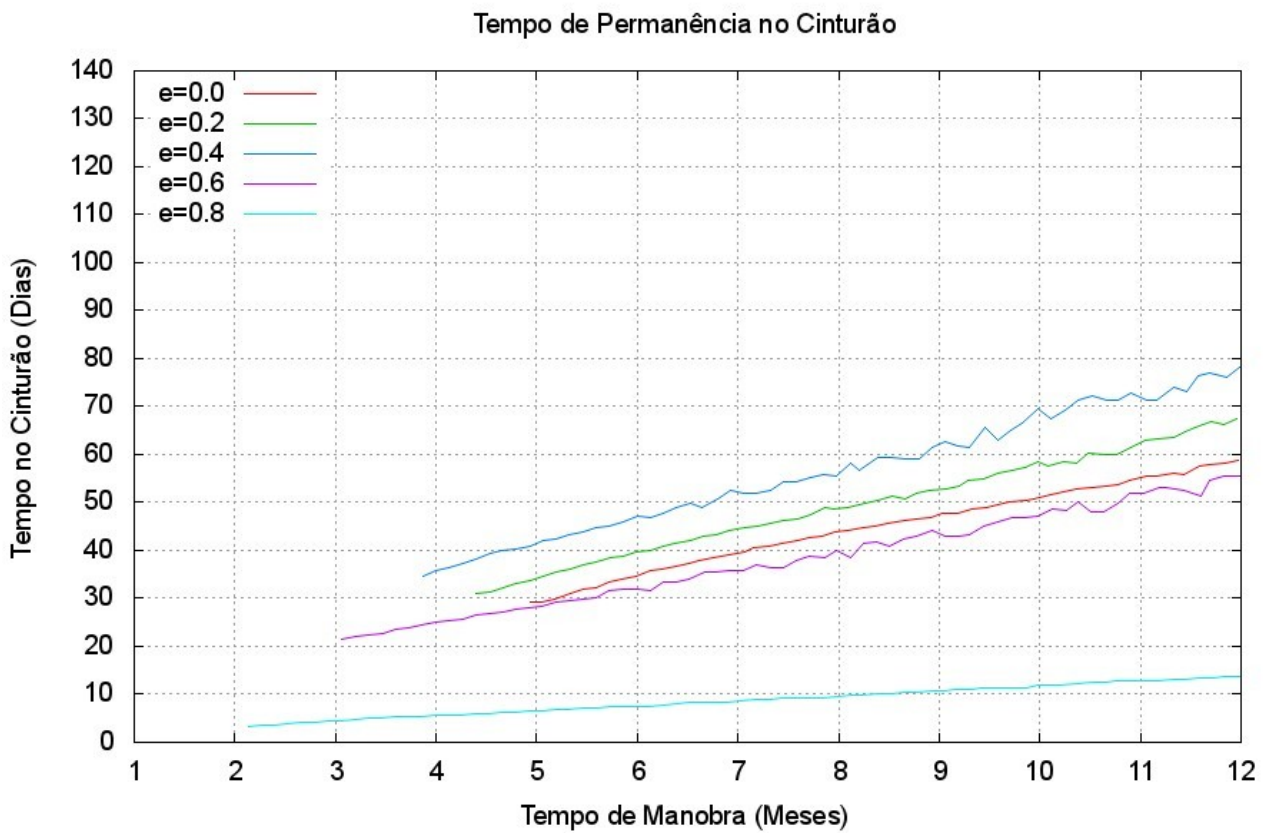


Gráfico 2 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *A* e altura inicial 600 Km

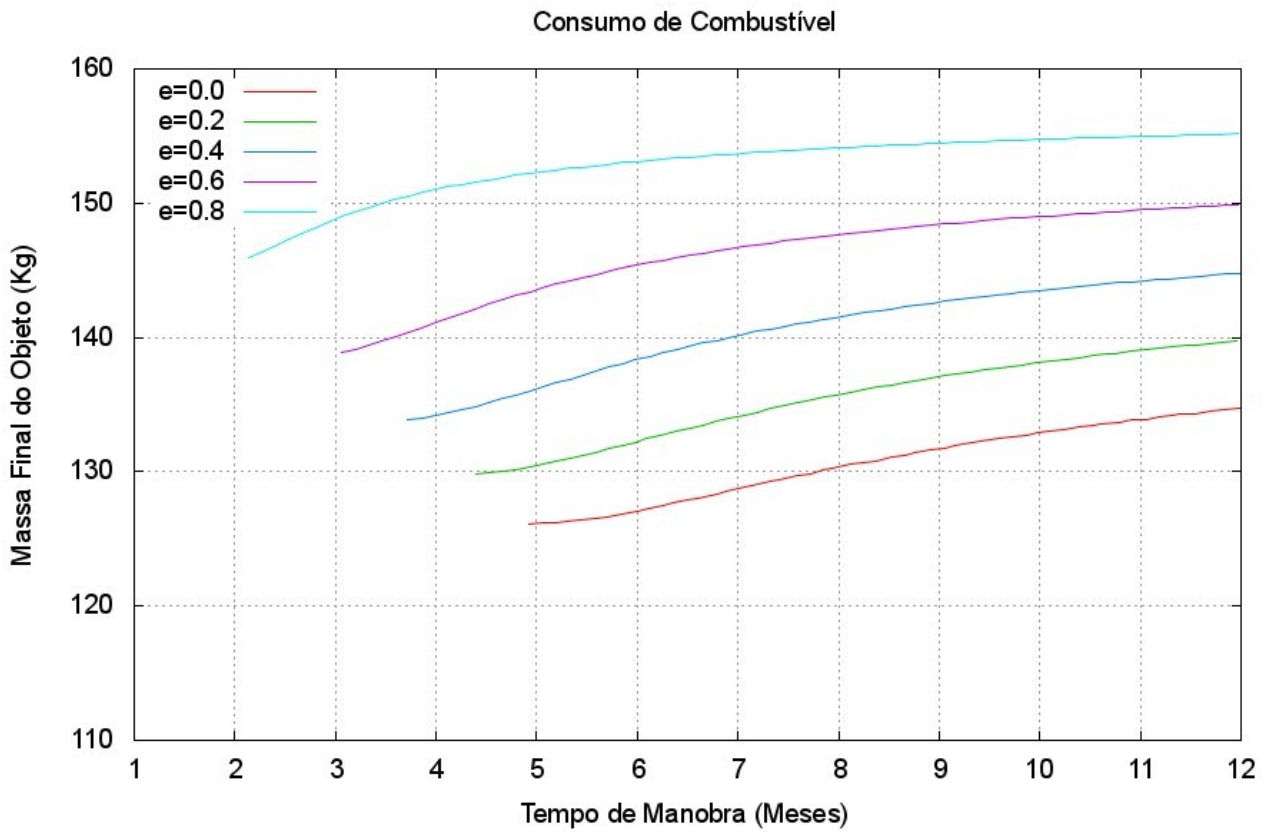


Gráfico 3 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo A e altura inicial 800 Km

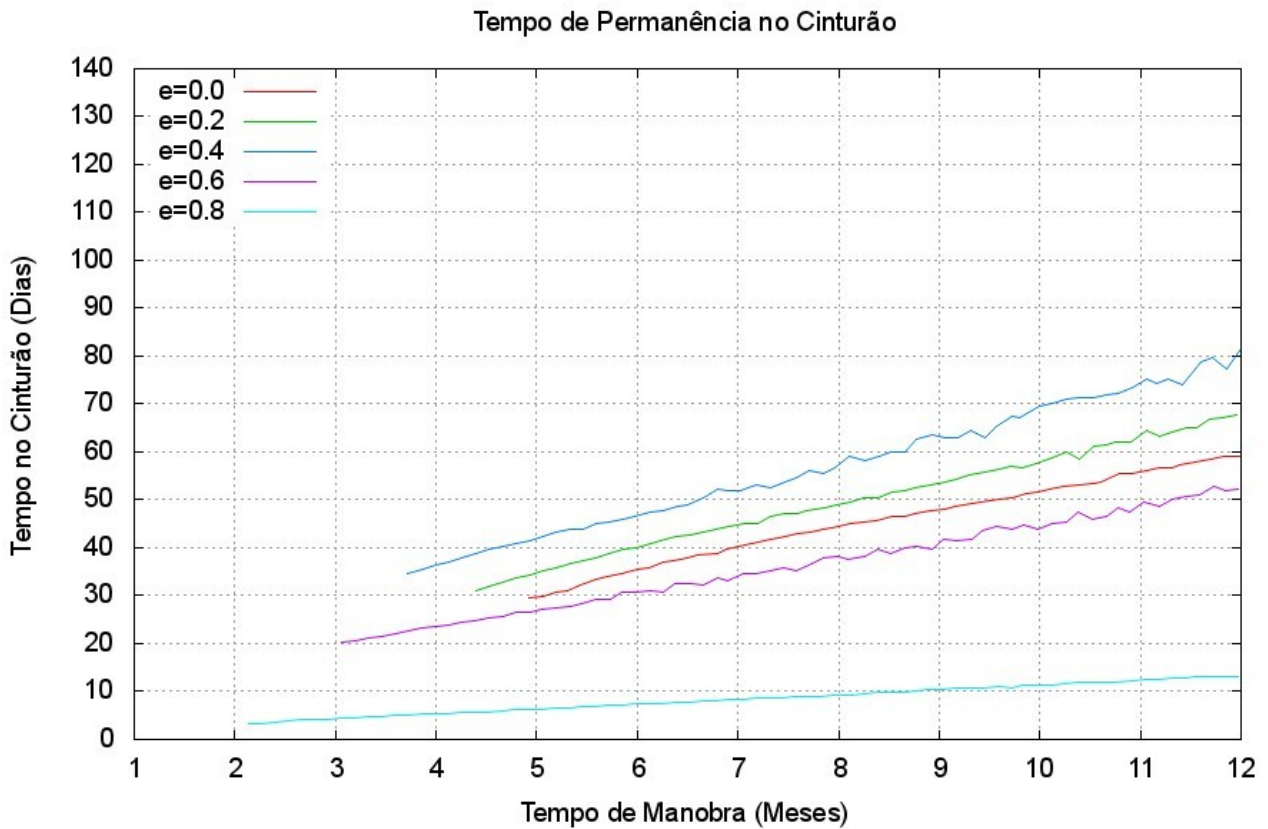


Gráfico 4 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo A e altura inicial 800 Km

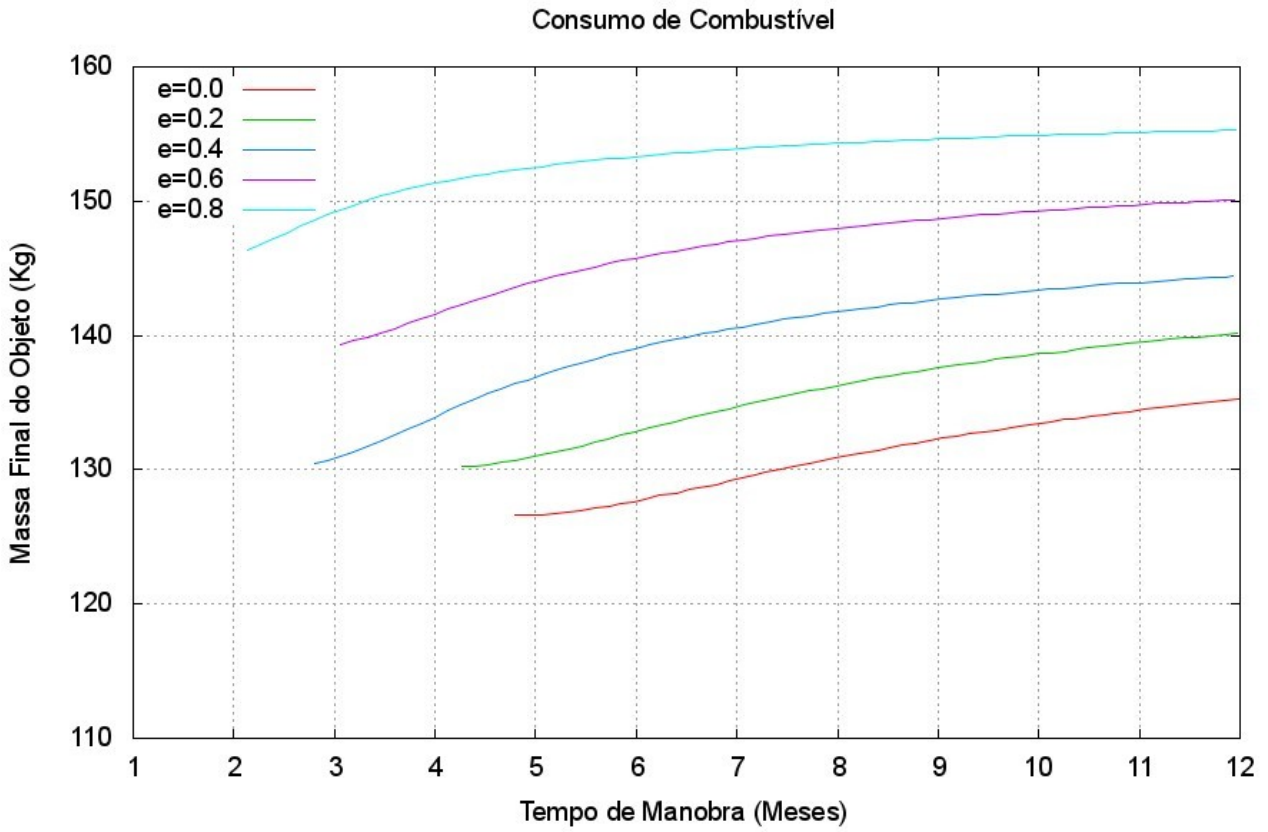


Gráfico 5 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *A* e altura inicial 1000 Km

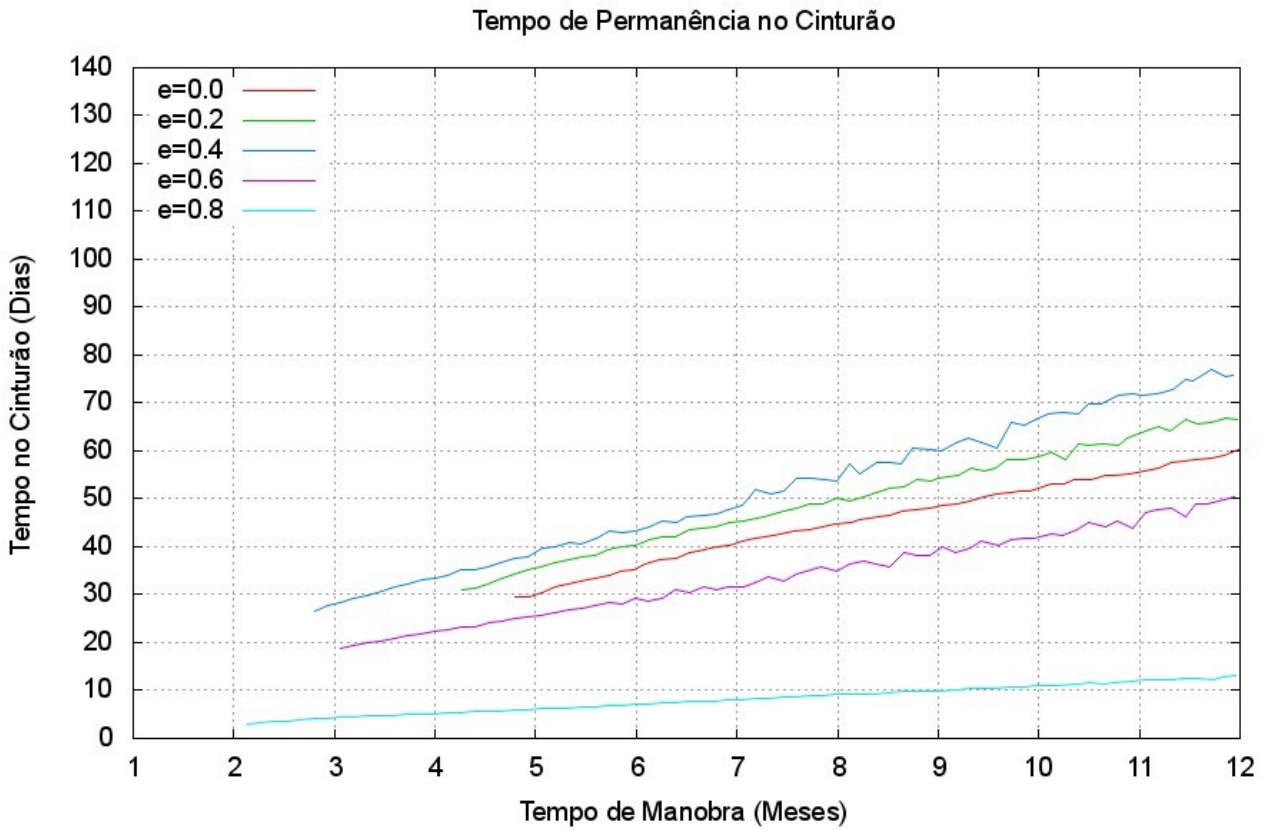


Gráfico 6 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *A* e altura inicial 1000 Km

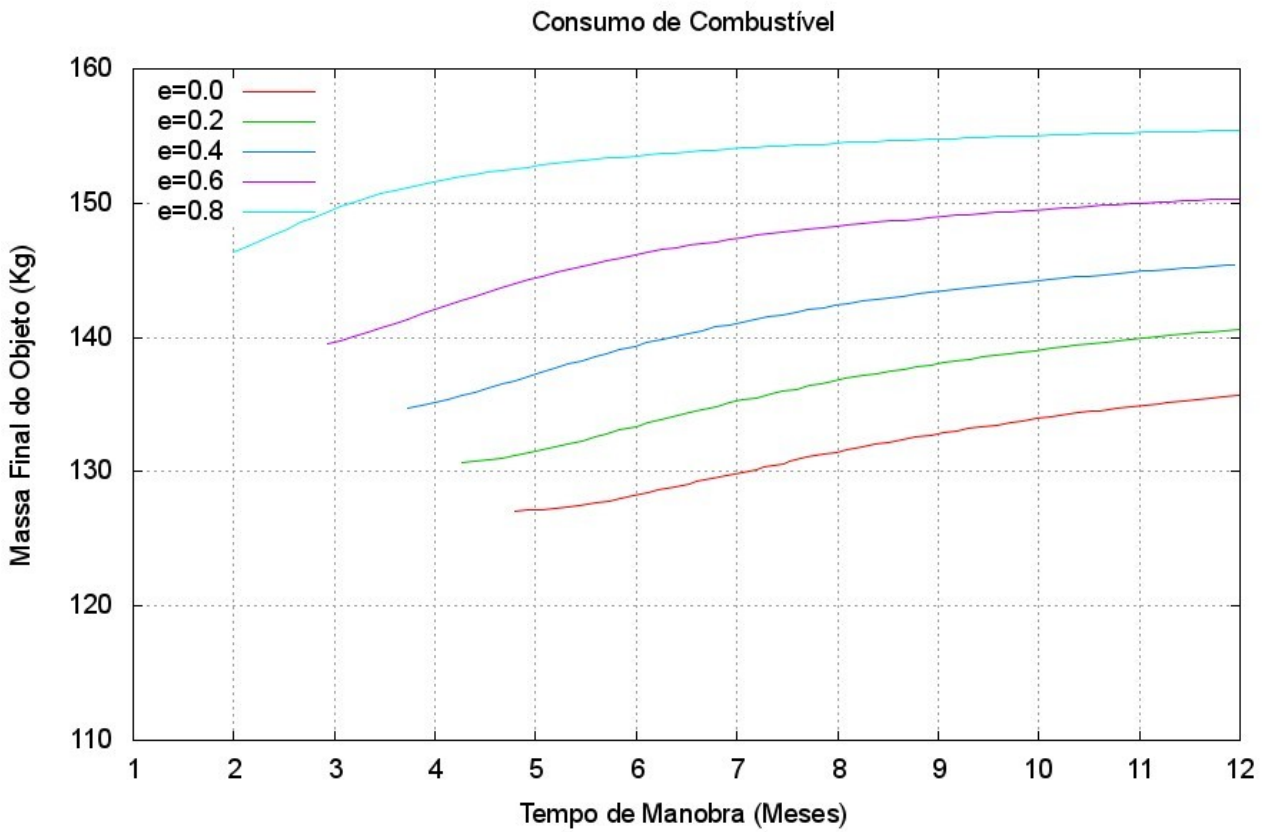


Gráfico 7 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *A* e altura inicial 1200 Km

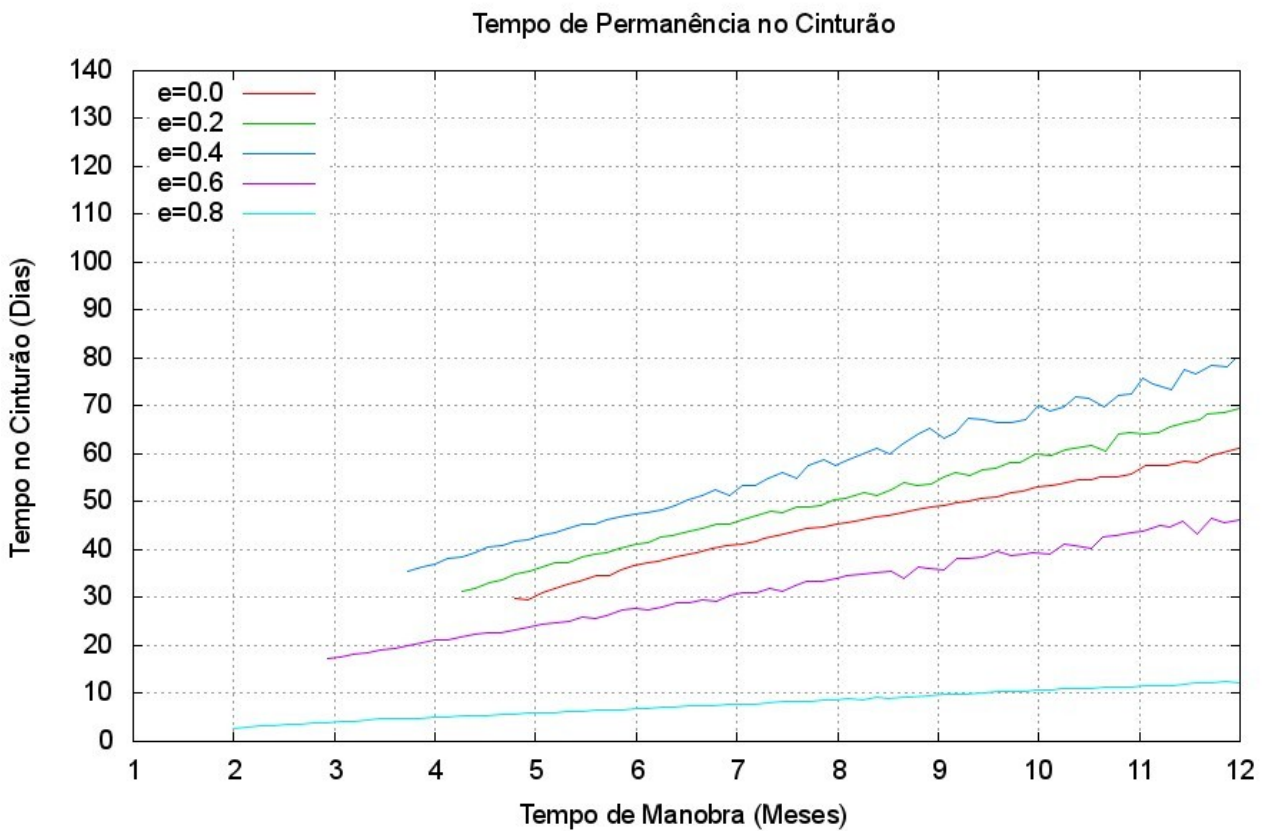


Gráfico 8 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *A* e altura inicial 1200 Km

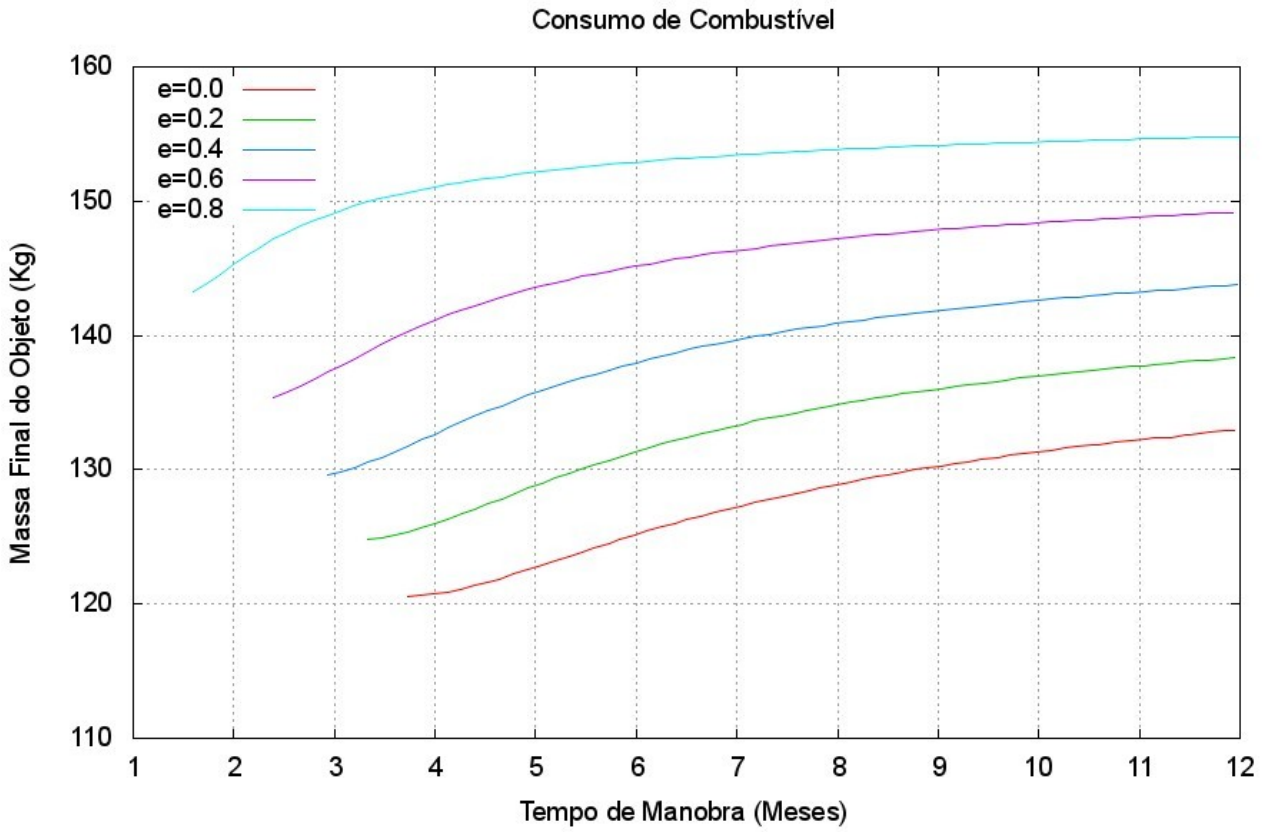


Gráfico 9 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 600 Km

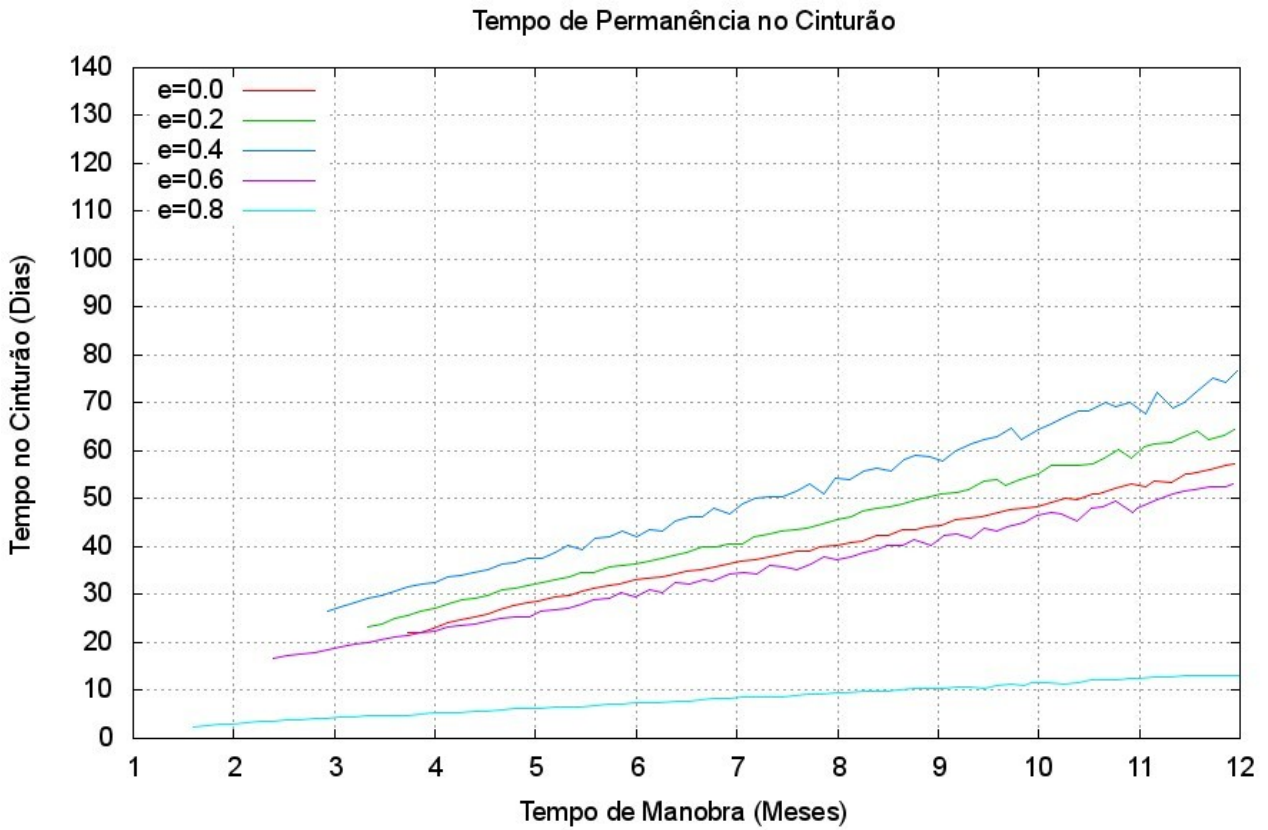


Gráfico 10 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 600 Km

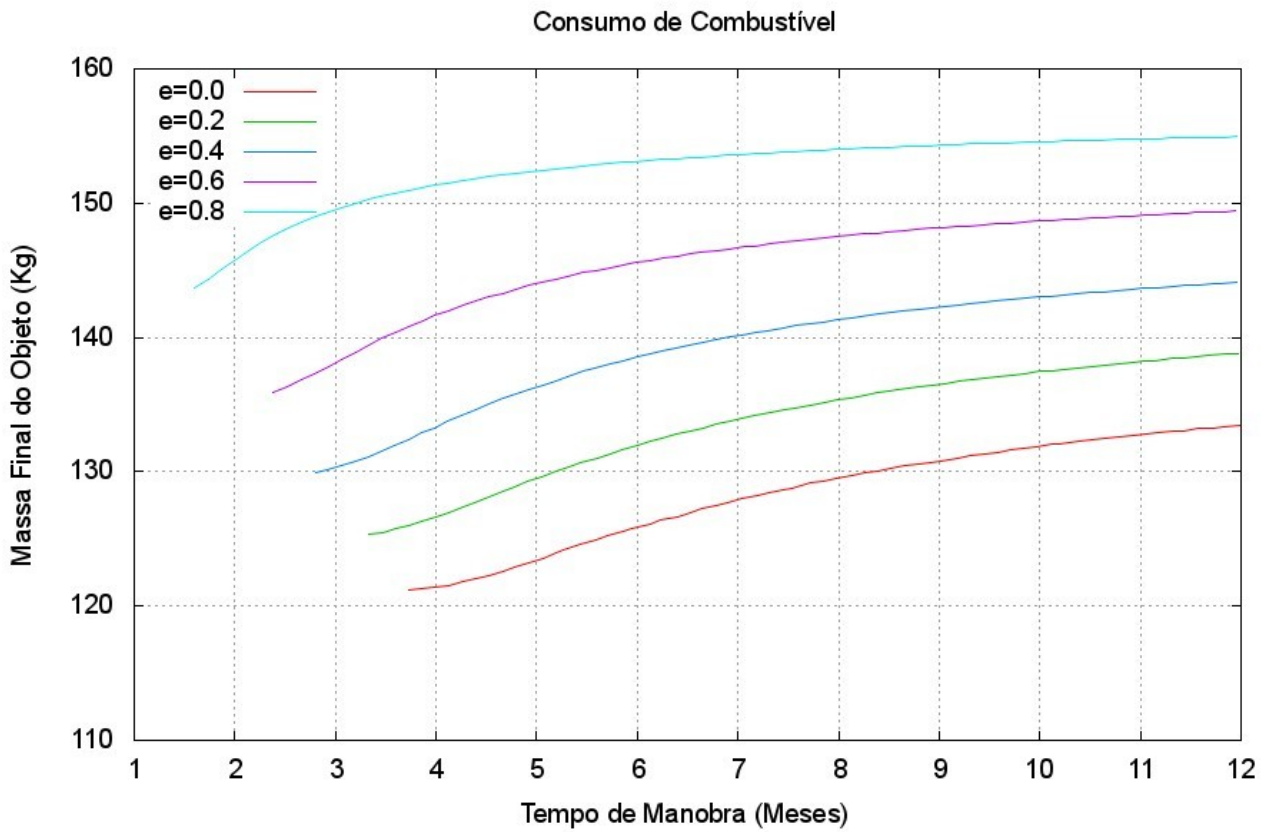


Gráfico 11 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 800 Km

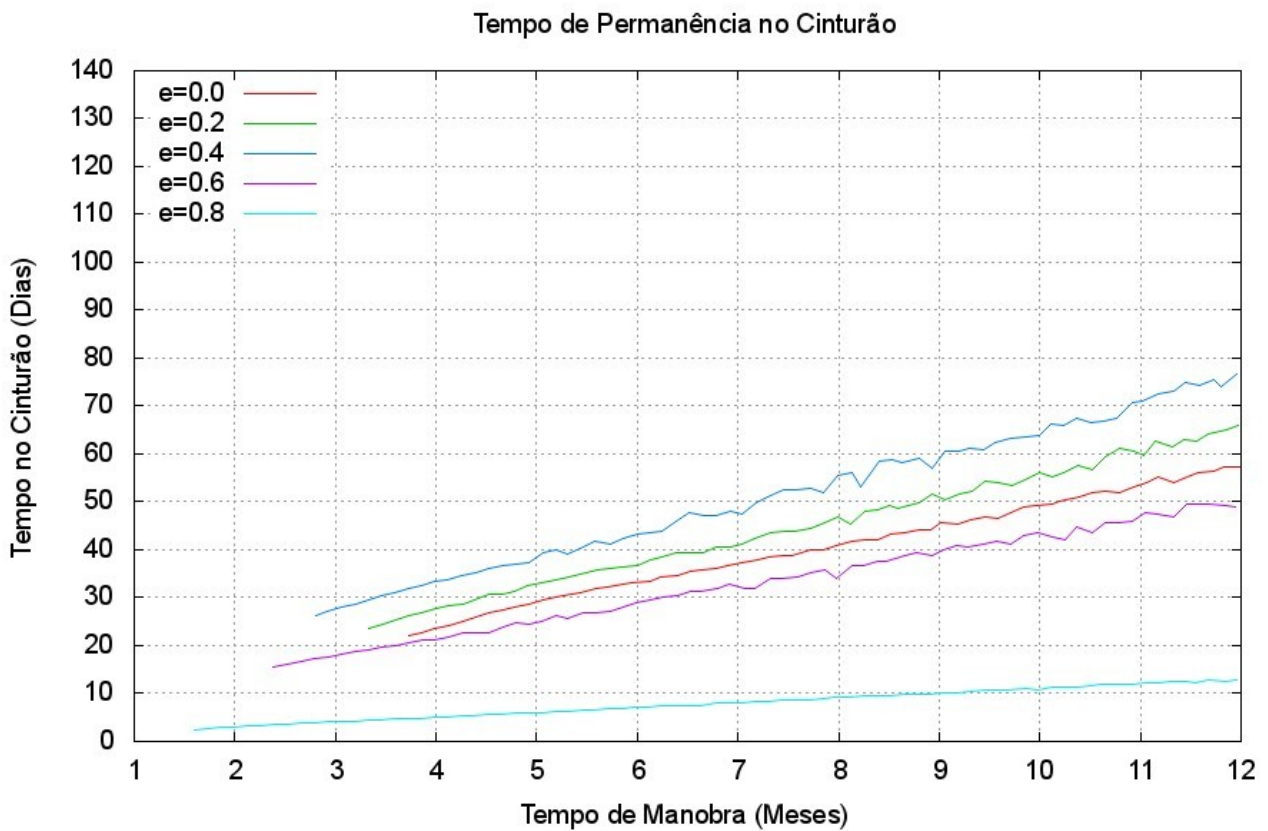


Gráfico 12 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 800 Km

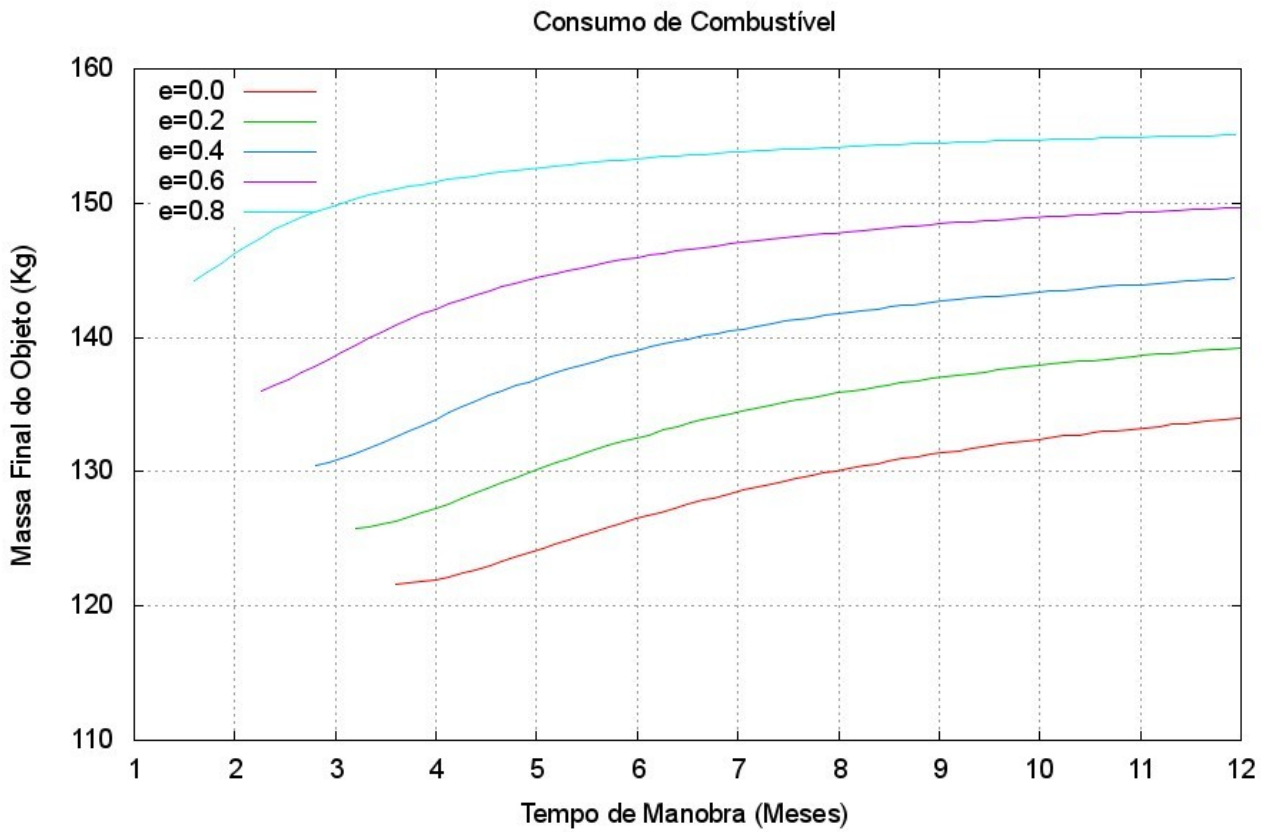


Gráfico 13 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 1000 Km

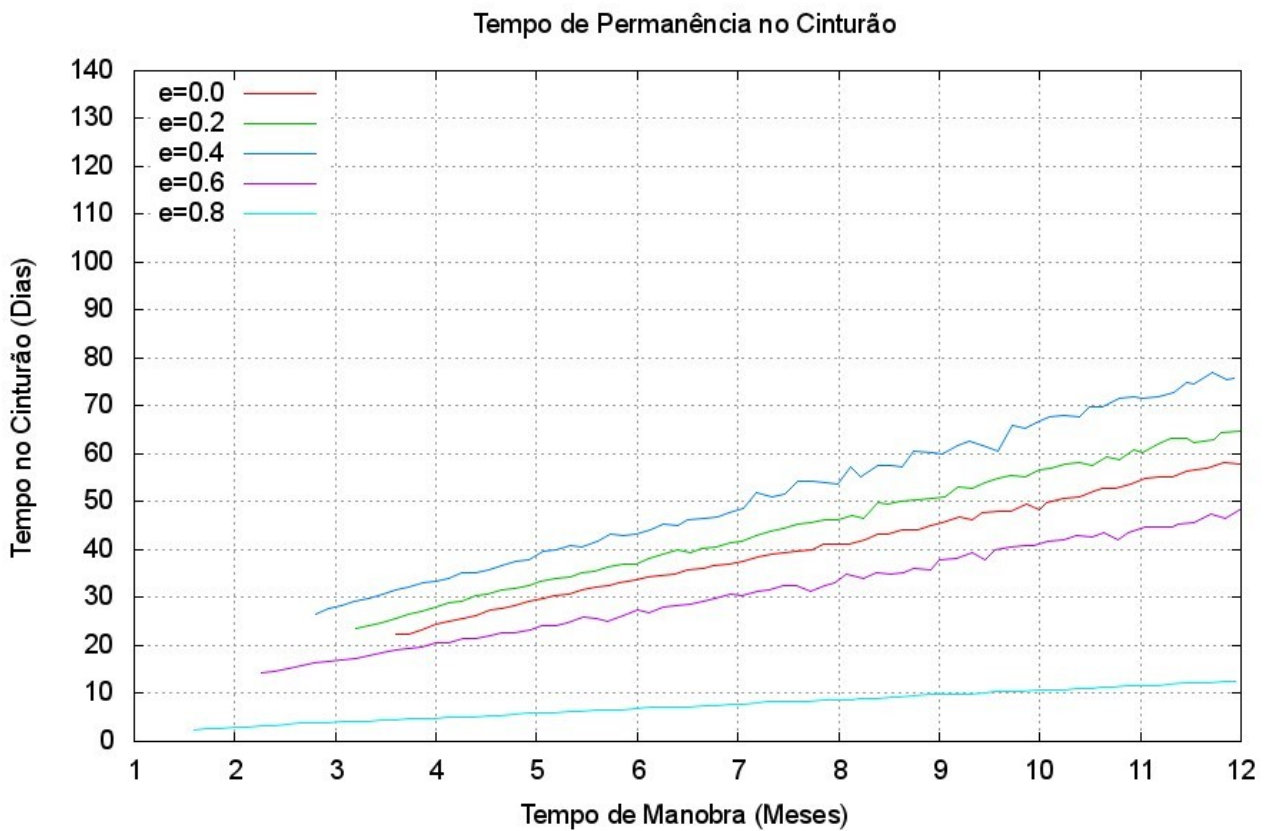


Gráfico 14 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 1000 Km

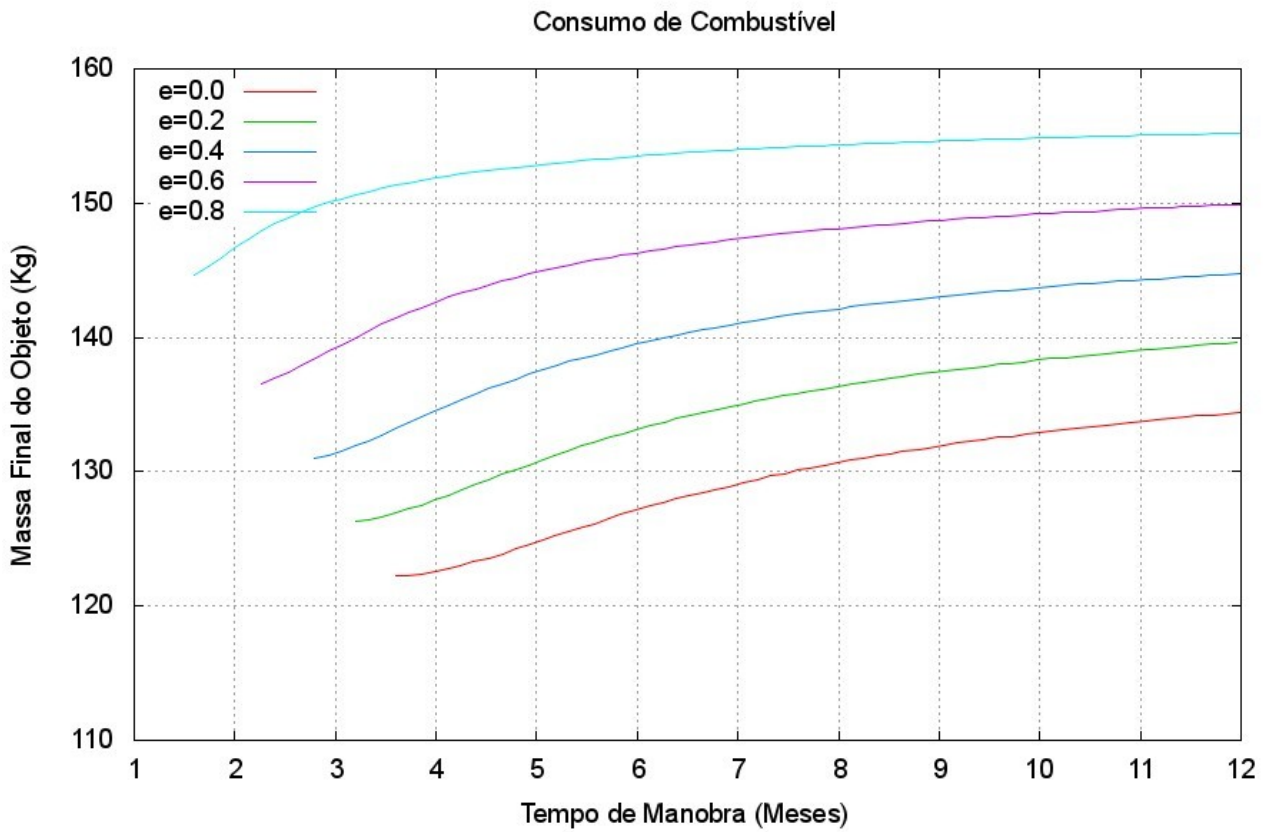


Gráfico 15 – Consumo de combustível, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 1200 Km

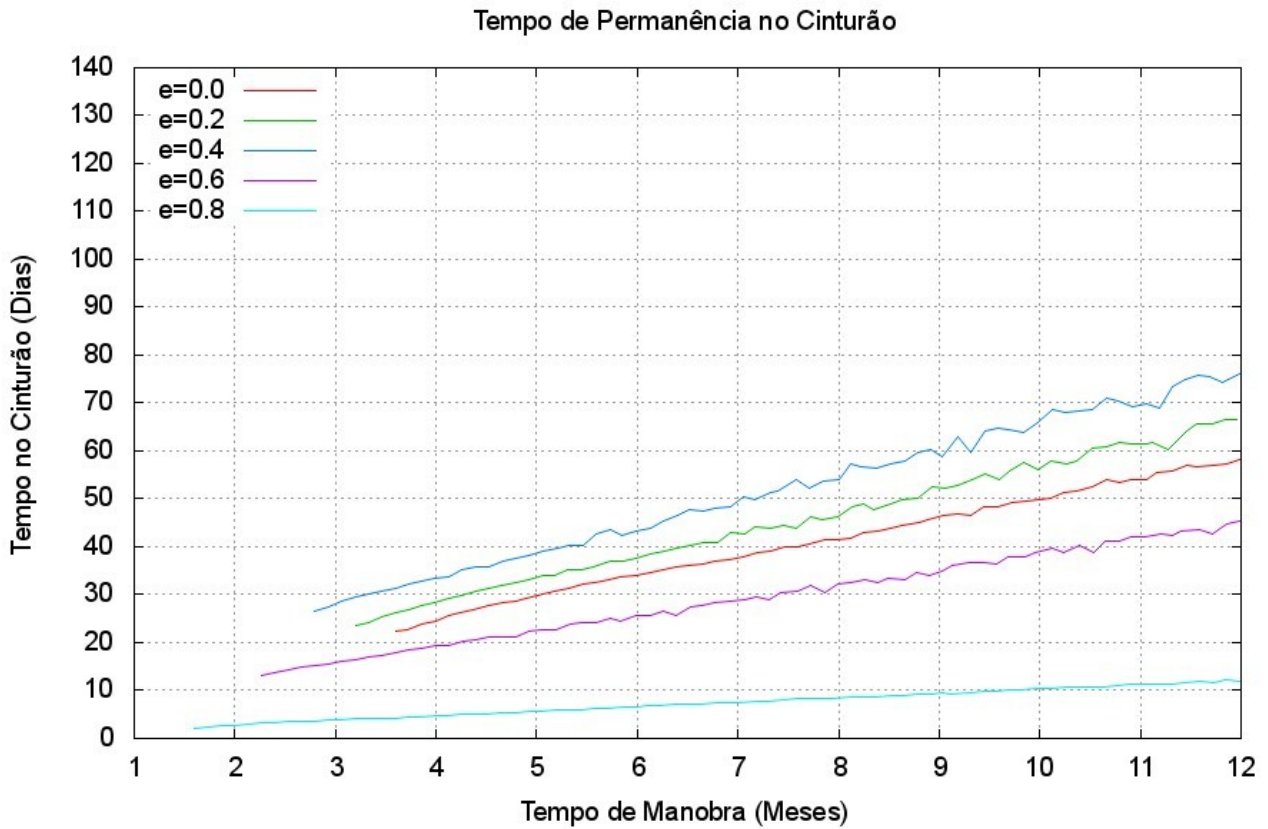


Gráfico 16 – Tempo no cinturão, referente ao sistema propulsivo *B* e altura inicial 1200 Km

Analisando os gráficos vemos que manobras com excentricidades altas consomem menos combustível do que manobras com excentricidades baixas. O mesmo já era esperado, pois isso se deve pelo fato de que órbitas iniciais com excentricidades altas resultam em semieixos altos, o que implica em uma baixa amplitude para a transferência entre a órbita inicial e final. Essa relação trivial entre a excentricidade e a altura referente ao perigeu e apogeu esta descrita na tabela a seguir:

Tabela 5: Crescimento da altura do apogeu em relação a excentricidade da órbita

| Excentricidade | Altura do Perigeu (Km) | Altura do apogeu (Km) |
|----------------|------------------------|-----------------------|
| 0,2 | 600 | 4089 |
| 0,4 | 600 | 9904 |
| 0,6 | 600 | 21534 |
| 0,8 | 600 | 56425 |
| 0,2 | 1200 | 4989 |
| 0,4 | 1200 | 11304 |
| 0,6 | 1200 | 23934 |
| 0,8 | 1200 | 61825 |

A diferença entre o consumo de combustível entre as órbitas mais e menos excêntricas é da ordem de 20 Kg. As órbitas mais excêntricas possuem uma altura maior do apogeu o que diminui a distância a qual a transferência será realizada. Essa diferença tem pouquíssimas variações, da ordem de 1 Kg, quando mudamos a altura inicial do perigeu. Apesar do semieixo maior ter uma diferença razoável entre órbitas com altura inicial do perigeu 600 km e 1200 km, essa diferença se reflete pouco no consumo de combustível, o qual pode ser observado na Tabela 4. Quando comparamos o consumo de combustível dos sistemas propulsivos *A* e *B*, vemos que o sistema *A* pode ser mais econômico com uma ordem de diferença de 0,2 Kg. Essa diferença entre manobras com menos amplitude (alturas altas de apogeu) pode contabilizar entre 4% a 5% de combustível utilizado.

Analisando o tempo total da manobra nos deparamos com algo que já era esperado, quanto maior a altura inicial do perigeu menor o tempo de transferência total, e quanto maior o a excentricidade, menor o tempo de transferência total. A explicação para esse fato é a mesma já mencionada para a relação do consumo de combustível e as condições iniciais.

Analisando o tempo de permanência do objeto dentro do cinturão, considerando um nível de radiação constante no tempo e invariante com a posição podemos trivialmente deduzir que quanto menos tempo dentro do mesmo o objeto absorverá uma menor dose de radiação. Com base nos gráficos podemos dizer que manobras com excentricidades altas fazem com que a permanência do

objeto no cinturão seja mínima. A explicação para esse fato é que órbitas mais excêntricas possuem apogeu mais distantes o que faz com que a passagem pelo cinturão seja minimizada. A diferença em relação aos tempos de permanência não são expressivos quanto a mudança da altura inicial do perigeu. Porém o aumento gradual da excentricidade não significa a diminuição gradual do tempo dentro do cinturão. Vemos que órbitas com excentricidades zero permanecem menos tempo no cinturão do que órbitas com excentricidades 0,2 e 0,4. No entanto órbitas com excentricidades zero possuem um tempo de permanência maior do que órbitas com excentricidades 0,6 e 0,8. Com respeito as sistemas propulsivos observamos que, o sistema *B* tende a manter o objeto dentro do cinturão por um tempo menor. A diferença entre os sistemas propulsivos com relação ao tempo de permanência é da ordem de 2%.

6. CONCLUSÃO

O intuito desse projeto era estudar várias manobras de transferência entre uma órbita (LEO) e a órbita da Lua, e expressar um parecer quanto a otimização do mesmo em relação ao tempo de permanência no cinturão de Van Allen e o consumo de combustível. Para isso simulamos quarenta casos de transferência de baixo empuxo, mudando as condições iniciais e o sistema propulsivo empregado para a manobra. A transferência de baixo empuxo por si só já é uma método econômico quando se refere ao combustível utilizado. Sua desvantagem esta relacionada ao tempo em que a manobra é efetuada.

Com base no que foi analisado, concluímos que, manobras cujas órbitas iniciais sejam mais excêntricas juntamente com o sistema propulsivo *A*, são ótimas com relação ao combustível necessário para efetuá-las. Com respeito ao tempo de permanência no cinturão observamos que existe uma excentricidade entre 0,4 e 0,6 em que o tempo de permanência é máximo. Mais estudos são necessários para definir qual excentricidade tem a menor otimização relacionada ao tempo de passagem no cinturão de Van Allen. No entanto manobras cujas as excentricidades sejam as menores ($e = 0,0$) possíveis ou maiores ($e=0,8$) possíveis, tendem a minimizar o tempo em questão. Porém a melhor otimização do tempo de permanência vem por parte de manobras cujas órbitas iniciais sejam altamente excêntricas. Em relação aos propulsores temos que o sistema *B* se mostrou mais eficaz que o *A* quanto ao tempo de permanência.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Xavi López Hellín, Study of Earth-to-Mars Transfers with Low-Thrust Propulsion, Terrassa: ETSEIAT – UPC, September 12, 2011, Disponível em:
http://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/14029/Project_Report.pdf?sequence=1
- [2] Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Hélio Koiti Kuga, José Nivaldo Hinckel, Cap. 9, Cap. 11, Cap.12 Fundamentos de Tecnologia Espacial, Sao José dos Campos: INPE, 2001
- [3] Specific Impulse, Acessado em: 10 de julho de 2017, Disponível em:
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/specimp.html>
- [4] Sarah Stansbury, Low Thrust Transfer to GEO: Comparison of Electric and Chemical Propulsion, December 10, 2009, Disponível em:
http://ccar.colorado.edu/asen5050/projects/projects_2009/stansbury/
- [5] Crédito da imagem ESA, Acessado em 12 de julho de 2017, Disponível em:
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/smart-1>
- [6] Antônio F. B. A. Prado et al., Estimation of the hazard to a spacecraft passing the Van Allen belts in low-thrust transfer, São José dos Campos: INPE, 2017
- [7] Paul W. Keaton, Low-Thrust Rocket Trajectories, Los Alamos - New Mexico, November 2002, Disponível em: <http://physicsware.net/pdf/Low-Thrust.pdf>
- [8] Robert A. Braeunig, Apollo and the Van Allen Belts an estimate of radiation dose received, September 2014,
- [9] Figura 3, Acessado em: 15 de julho de 2017, Disponível em:
<http://kids.pplware.sapo.pt/curiosidades/sabe-o-que-e-o-campo-magnetico-da-terra/>
- [10] Van Allen Belts, Acessado em: 15 de julho de 2017, Disponível em:
<https://image.gsfc.nasa.gov/poetry/tour/AAvan.html>
- [11] Figura 4, Acessado em: 15 de julho de 2017, Disponível em:
<https://www.nasa.gov/content/goddard/van-allen-probes-spot-impenetrable-barrier-in-space>
- [12] Ripoll J. F., Reeves G. D., Cunningham G. S., Loridan V., Denton M., Santolik O., et al. Reproducing the observed energy-dependent structure of Earth's electron radiation belts during storm Recovery with an event-specific diffusion model. Publicado 11 de julho de 2016
- [13] T. P. O'Brien, S. G. Claudepierre, T. B. Guild, J. F. Fennel, D. L. Turner, J. B. Blanke, Inner zone and slot electron radial diffusion revisited, 18 de julho de 2016.
- [14] Oliveira T. C., Rocco E M, Prado A F B A , Ferreira J L, A study of the duration of the passage through the Van Allen Belts for a spacecraft going to the moon, INPE, São José dos Campos-SP-Br
- [15] Sukhanov A. A., Lectures of Astrodynamics, Apostila 2010, IKI, INPE