



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ANÁLISE E SIMULAÇÃO DE REENTRADAS ATMOSFÉRICAS

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

(PIBIC/CNPq/INPE)

Bolsista – Grazielle Cunha Cardoso (ETEP Faculdades, Bolsista PIBIC/CNPq)

Email: graziellecunha@yahoo.com.br

Orientador – Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza (DMC/ETE/INPE)

Email: marcelo@dem.inpe.br

São José dos Campos
Julho 2009

SUMÁRIO

Introdução.....	04
Capítulo 1 – Transferência Orbital com Arrasto Atmosférico	05
Capítulo 2 – Software de Avaliação de Detritos (DAS 2.0.1)	08
2.1 – Editor de Missões	09
2.1.1 – Carga Útil.....	09
2.1.2 – Corpo do Foguete.....	11
2.1.3 – Detritos Relacionados a Missões	11
2.2 – Avaliações de Requisitos	12
2.2.1 – Requisito 4.3-1 Detritos Passando por Órbitas LEO	12
2.2.2 – Requisito 4.3-2 Detritos Passando próximo de Órbitas GEO	13
2.2.3 – Requisito 4.4-3 Fragmentações Planejadas	13
2.2.4 – Requisito 4.5-1 Probabilidade de Colisão com Grandes Objetos	14
2.2.5 – Requisito 4.5-2 Probabilidade de Dano por Pequenos Objetos	15
2.2.6 - Requisito 4.7-1: Risco de Vítimas por Reentrada de Detritos	16
2.2.7 – Requisito (4.6-1, -2, -3) Descarte Pós-missão.....	19
2.2.8 - Requisito 4.8-1: Perigos de Colisão com Pêndulos Espaciais ...	23
2.3 – Auxílios à Ciência e à Engenharia	23
2.3.1 – Colisões em Órbitas	23
2.3.1 a – Impactos de Detritos vs Altitude Orbital.....	24
2.3.1 b – Impactos de Detritos vs Diâmetro dos Detritos.....	24
2.3.1 c – Impactos de Detritos vs Data.....	25
2.3.2 – Análises de Manobras de Descarte Pós-missão	26
2.3.2 a - Descarte por Reentrada Atmosférica	26
2.3.2 b – Manobras para a Órbita de Descarte.....	27
2.3.2 c – Análise da Sobrevivência à Reentrada	28
2.3.3 – Análise da Evolução de Órbitas.....	29
2.3.3 a – História da Altitude do Apogeu/Perigeu para uma Órbita Dada	29
2.3.3 b – Tempo de Vida/Tempo de Permanência em Órbita	29
2.3.4 – Análises de Manobras ΔV Pós-missão	30
2.3.4 a – ΔV para Órbita de Decaimento Dado o Tempo de Vida Orbital	30
2.3.4 b – ΔV para Órbita de Decaimento Dada a Área/Massa	31
2.3.5 – ΔV para Transferência Órbita para Órbita	32
2.3.5 a – Transferência Órbita para Órbita	32
2.4 – Comparações	32
Capítulo 3 – Conclusões, Comentários e Sugestões	33
Referências	34
Apêndice A – Tabelas de Densidade Atmosférica	36
Apêndice B - Programas e Simulações com Força de Arrasto Atmosférico	37
Apêndice C – Tipos de Órbitas	43

Lista de Figuras

Figura 1 – Decaimento orbital com densidade variando.....	06
Figura 2 – Ampliação da zona crítica.....	06
Figura 3 – Decaimento orbital com modelo exponencial.....	07
Figura 4 – Número de impactos vs altitude.....	24
Figura 5 – Taxa de impactos vs diâmetro que sofre impacto.....	25
Figura 6 – Taxa de impacto vs data.....	26
Figura 7 – ΔV requerido com a variação do apogeu e do perigeu.....	27
Figura 8 – Variação da altitude do perigeu e do apogeu ao longo do tempo.....	29
Figura 9 – ΔV necessária para passar para uma órbita de transferência.....	31
Figura 10 – ΔV necessário para passar para uma órbita de transferência considerando a relação área/massa.....	31

Lista de Tabelas

Tabela 1 – Cargas Úteis	10
Tabela 2 – Corpos de Foguetes.....	11
Tabela 3 – Detritos Relacionados a Missões.....	11
Tabela 4 – Dados de entrada do Requisito 4.3-1	12
Tabela 5 – Resultados do Requisito 4.3-1	12
Tabela 6 – Dados analisados pelo Requisito 4.3-2.....	13
Tabela 7 – Resultados do Requisito 4.3-2	13
Tabela 8 – Dados analisados pelo Requisito 4.4-3.....	13
Tabela 9 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.4-3.....	13
Tabela 10 – Dados analisados pelo Requisito 4.5-1.....	14
Tabela 11 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.5-1	15
Tabela 12 – Dados analisados pelo Requisito 4.5-2.....	15
Tabela 13– Dados analisados pelo Requisito 4.5-2.....	15
Tabela 14 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.5-2.....	16
Tabela 15 – Requisito 4.6-1 Reentrada natural ou controlada	17
Tabela 16– Requisito 4.6-2 Manobras para órbitas de descarte	18
Tabela 17 – Requisito 4.6-3 Reentrada na Terra	19
Tabela 18 – Dados Analisados pelo Requisito 4.7-1	21
Tabela 19 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.7-1.....	22
Tabela 20 – Dados avaliados pelo Requisito 4.8-1 (objetos finais)	23
Tabela 21 – Dados avaliados pelo Requisito 4.8-1 (pêndulo).....	23
Tabela 22 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.8-1	23
Tabela 23 – Dados da órbita inicial.....	27
Tabela 24 – Dados da órbita de transferência.....	27
Tabela 25 – Dados analisados pela Análise de Sobrevivência à Reentrada	28
Tabela 26 – Dados obtidos com a Análise de Sobrevivência à Reentrada.....	28
Tabela 27 – Dados fornecidos pelo usuário.....	30
Tabela 28 – Resultados obtidos pelo programa	30
Tabela 29 – Dados das órbitas iniciais	32
Tabela 30 – Dados da órbita de transferência e variação da velocidade	32
Tabela 31 – Densidade atmosférica	36
Tabela 32 – Densidade atmosférica pelo modelo exponencial.....	36

INTRODUÇÃO

Este trabalho foi desenvolvido baseado no conceito de reentradas atmosféricas controladas, aplicando esses conceitos ao programa Software de Apreciação de Detritos (“Debris Assessment Software - DAS”, versão 2.0.1) desenvolvido pela NASA.

Esse programa permite ao usuário analisar e avaliar os dados de uma missão (reentrada) de acordo com as conformidades exigidas pelo programa. Além disso ele facilita muito ao usuário fazer essa análise, já que ele não pede vários dados que seriam de entrada pois ele já os possui, fazendo então com que os dados de entrada sejam bem simplificados.

Fez -se também uma comparação dos dados obtidos com esse programa, e os obtidos com os programas desenvolvidos no período passado, obtendo assim, uma maior precisão nos dados (órbitas avaliadas).

Breve histórico: No período de fevereiro de 2009 a julho de 2009 foram realizados: 1.) a finalização dos estudos sobre transferência com arrasto atmosférico com os programas feitos por nós; 2.)um estudo sobre o programa DAS 2.0.1 da NASA, bem como a utilização do programa para o desenvolvimento do trabalho; 3.) A reprodução de gráficos, que vieram como exemplo no manual do programa; 4) A comparação entre 1), 2) e 3) quando possível.

CAPÍTULO 1. TRANSFERÊNCIA ORBITAL COM ARRASTO ATMOSFÉRICO

Para demonstrar as transferências com arrasto atmosférico integraremos numericamente as equações obtidas a partir das Leis de Newton envolvendo as forças gravitacional e de arrasto atmosférico.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \frac{-\mu}{|\vec{r}|^3} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} - \frac{F_a}{|\vec{v}|} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix}$$

Onde $\mu = 398600 \text{ km}^3/\text{s}^2$ é a constante gravitacional da Terra.

$|\vec{r}| = (x^2 + y^2)^{1/2}$ - é o vetor posição;

$|\vec{v}| = (\dot{x}^2 + \dot{y}^2)^{1/2}$ - é o vetor velocidade;

$F_a = \frac{1}{2} C \rho A v^2$ - equação da força de arrasto atmosférico, onde C é o coeficiente de arrasto; A é a área do satélite; ρ é a densidade atmosférica; v é o vetor velocidade.

Os dados obtidos com os programas feitos no período anterior foram reproduzidos para os compararmos com os dados obtidos com o programa DAS 2.0.1 da NASA.

Supondo que a forma geométrica de um satélite seja uma placa abc, onde a = 1m, b = 4m e c = 6m, e que a menor área é exposta à força de arrasto atmosférico, desenvolvemos um programa no MatLab para simular o decaimento orbital, e, em seguida, o comparamos com os dados obtidos com o programa DAS 2.0.1, da NASA.

O programa placadensitab (vide Apêndice B Programa 1) simula o decaimento orbital mostrado na Figura 1, com densidade variando de acordo com os dados do modelo numérico da densidade atmosférica (vide Apêndice A, Tabela 1), de um satélite com forma geométrica de uma placa.

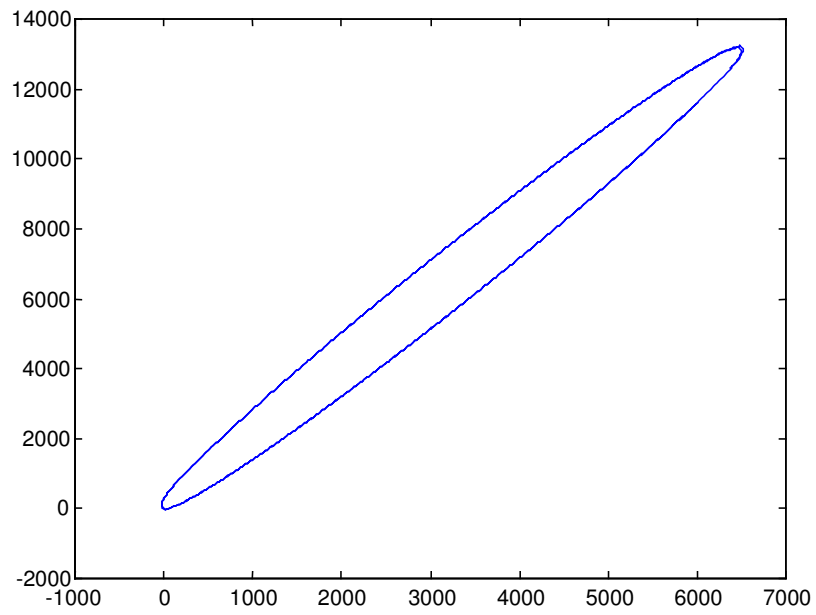


Figura 1: Decaimento orbital com densidade variando.

Ampliamos a zona crítica da curva de decaimento e mostramos na Figura 2:

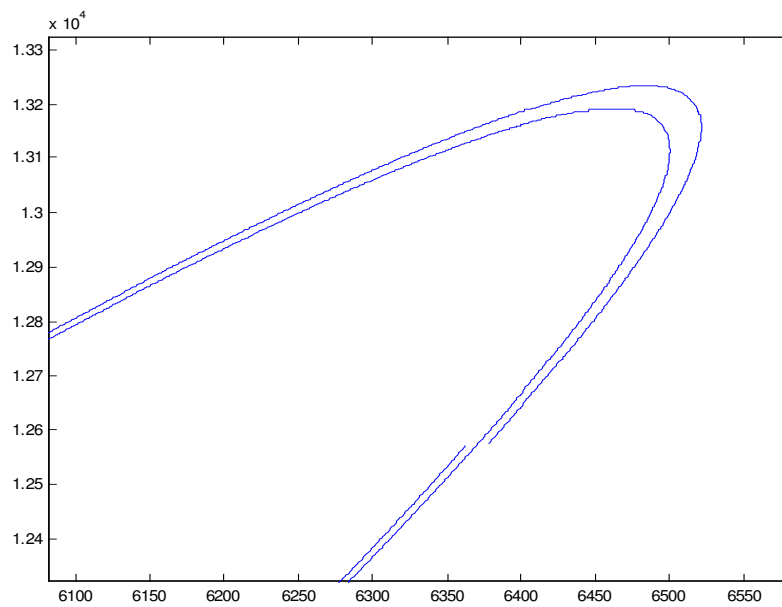


Figura 2: Ampliação da zona crítica.

O programa placadensiexp (vide Apêndice B, Programa 2) simula o decaimento orbital mostrado na Figura 3, com densidade variando usando os dados da Tabela de modelo exponencial da densidade (vide Apêndice A, Tabela 2), de uma satélite com forma geométrica de uma placa.

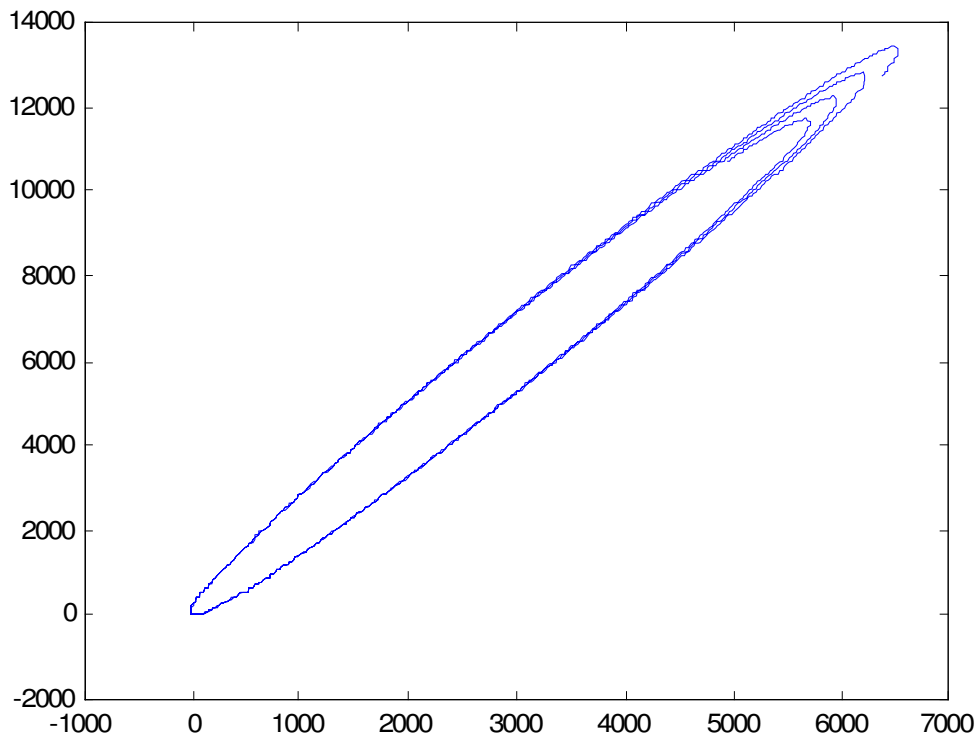


Figura 3 – Decaimento orbital com modelo exponencial

CAPÍTULO 2. SOFTWARE DE APRECIÇÃO DE DETRITOS (DAS 2.0.1)

Segundo HENNIGAN ET ALLI (2007): “- O programa DAS 2.0.1 é um auxiliar da NASA, desenvolvido pelo “NASA Orbital Debris Program Office” entre outubro de 2003 e setembro de 2006. O software analisa uma missão e fornece ao usuário as ferramentas para avaliar dados de acordo com as exigências do programa. Se os dados não estiverem dentro das exigências, o DAS poderá ser usado para fazer com que esses dados fiquem dentro das exigências.

Esta liberação de softwares da NASA (DAS, e outros) fornece ferramentas novas para que os projetistas de missões avaliem-nas de acordo com as exigências da NASA para limitar detritos orbitais. Os modelos e os métodos atualizados fazem o novo DAS ser mais útil, e uma interface com o Microsoft Windows facilita muito o uso do programa.

Os modelos melhorados incluem a atmosfera e o campo gravitacional da Terra, as gravitações solar e lunar, e a pressão de radiação solar em sua programação. O valor do fluxo solar (usado para os cálculos do arrasto atmosférico) não é mais uma entrada do usuário; o usuário incorpora agora a data, e os valores apropriados são recuperados de um modelo baseado em previsões a curto prazo do NOAA e das previsões da NASA para a data (as tabelas do fluxo solar periodicamente atualizadas devem ser obtidas da web). Numerosos melhoramentos foram aplicados à avaliação de reentradas. As rotinas baseadas na versão 6 da ferramenta da NASA de análise da reentrada de objetos, determinam que objetos podem sobreviver à reentrada, e o risco de vítimas resultante é calculado com uma base de dados atualizada da população do mundo.

As melhorias no modelo incluem a especificação da inclinação orbital, um modelo melhorado do aero-aquecimento, propriedades materiais versus temperatura (para os materiais incluídos), e melhoraram o cálculo da energia cinética de impacto. ”

O programa consiste em três partes: um editor de missões, uma parte contendo as exigências do programa, e uma parte onde se plotam os gráficos.

2.1. Editor de Missões

É o ponto inicial para avaliar a missão conforme o NASA Technical Standard 8719.14, “Process for Limiting Orbital Debris”. A caixa de diálogo do Editor de Missões permite ao usuário definir dados da missão como: veículo espacial, foguete e o relatório dos fragmentos liberados na missão por avaliação das exigências. É dividido em três componentes, satélites, foguetes, e detritos, que serão detalhados abaixo. Foram reproduzidas as tabelas indicadas pelo Manual do Programa, e estas serão apresentadas abaixo.

2.1.1. Carga Útil

São dados do satélite, ou seja, são os dados básicos para se determinar uma órbita para o satélite. O usuário entra com esses dados, que depois serão avaliados pelos requisitos do programa. Requer uma série de propriedades, dentre essas propriedades algumas são semelhantes às dos outros componentes, e outras são típicas desse componente.

Tabela 1 – Cargas Úteis.

Payload Name	Indigo 67	Indigo 68	Marcelas 3
Mission Duration (yrs)	2	1	2
Operational Perigee Alt (km)	774	35785	3347
Operational Apogee Alt (km)	781	35785	3542
Operational Inclination (deg)	86,4	0	91,11
RAAN (deg)		0,1	2
Argument of Perigee (deg)		0	21,1
Mean Anomaly (deg)		0	7,5
PMD Maneuver (check if yes)	x	x	x
Disposal Pperigee Alt (km)	11	36000	3800
Disposal Apogee Alt (km)	33	36000	4000
Disposal Inclination (deg)	55	0	90
Disposal RAAN (deg)		0	2
Disposal Arg of Perigee (deg)		0	21,1
Disposal Mean Anomaly (deg)		0	0
Initial Mass (kg)	2544,7	2544,7	2500
Final Mass (kg)	110	1111	1212
Final Area - to - Mass (m ² /kg)	0,7	0,8	0,9
Station Keeping (check if yes)	x		x
Planned Breakup (check if yes)	x	x	x

2.1.2. Corpo do Foguete

São dados do foguetes, ou seja, são os dados básicos para se determinar uma órbita para foguetes. O usuário entra com esses dados, que depois serão avaliados pelos requisitos do programa. Requer uma série de propriedades, dentre essas propriedades algumas são semelhantes às das outras componentes, e outras são típicas dessa componente.

Tabela 2 – Corpo do Foguete.

Rocket Body Name	Perigee Alt (km)	Apogee Alt (km)	Inclination (deg)	RAAN (deg)	Argument of Perigee (deg)	Mean Anomaly	Final Mass (kg)	Final Area - to - Mass (m ² /kg)	Planned Breakup
Lifter R/B 2nd Stage	305	2500	23	322,5	345	0	200	0,01375	

2.1.3. Detritos Relacionados a Missões

São dados dos fragmentos em que os satélites ou foguetes se partem, ou seja, são os dados básicos para se determinar as características dos detritos. O usuário entra com esses dados, que depois serão avaliados pelos requisitos do programa. Requer uma série de propriedades: dentre essas propriedades algumas são semelhantes às dos outros componentes, e outras são típicas desse componente. Serão definidos somente se passam em órbita baixa (LEO) e se têm tamanho igual ou maior que um milímetro; e se passam em órbita geossíncrona (GEO) e se têm tamanho igual ou maior que cinco milímetros.

Tabela 3 – Detritos Relacionados a Missões.

Debris Name	Released Year	Quantity of Each Element	Area - to - Mass m ² /kg	Perigee Alt (km)	Apogee Alt (km)	Inclination (deg)	RAAN (deg)	Argument of Perigee (deg)	Mean Anomaly (deg)
Lens Caps	1999,18	1	0,018644	157	171	97,4			
Straps	1999,77	1	0,004615	215	15777	38,7	0,1	0,1	0
Staging Bolts	1999,95	3	0,1185	806	815	98,8			
leo - Geo Debris	2000,43	1	0,011395	515	35640	48,5	0,1	0,1	0
Meo Debris	2000,1	1	0,0112	3500	27000	28,5	0,1	0,1	0
Geo Debris	2000,1	1	0,0113	2500	40000	2,1	0,1	0,1	0

2.2. APRECIACÃO DE REQUISITOS

São os requisitos do programa usados para avaliar os dados do Editor de Missões. Contém uma janela para a visualização dos requisitos exigidos. Usando – se os dados do Editor de Missões é feita uma avaliação dos dados de entrada; então, este confere se a missão cumpre ou não esses requisitos; e, após o resultado, o programa fornece alguns dados específicos da missão.

2.2.1 – Requisito 4.3 – 1: Detritos Passando por Órbitas LEO

Para missões que deixam detritos em órbitas LEO, esses mesmos com diâmetro igual ou maior que um milímetro, e que satisfazem às seguintes condições:

- a) Todos os detritos devem ser limitados para uma vida orbital de vinte e cinco anos, da data de lançamento;
- b) A quantidade de objetos liberados por tempo (ano) não deve ser maior que cem objetos por ano.

Se os detritos não satisfizerem as condições acima, a missão não cumpre com o requisito 4.3-1. O objetivo do requisito 4.3-1 é remover detritos em órbitas LEO num razoável período de tempo. A Tabela 4 mostra os dados analisados e a Tabela 5 mostra os resultados.

Tabela 4 – Dados de entrada do Requisito 4.3-1

Debris Name	Released Year	Quantity of Each Element	Area - to - Mass (m ² /kg)	Perigee (Alt)	Apogee (Alt)	Inclination (deg)	RAAN (deg)	Argument of Perigee	Mean Anomaly
Lens Caps	1999,18	1	0,0186441	157	171	97,4			
Straps	1999,77	1	0,0046154	215	15777	38,7	0,1	0,1	0
Staging Bolts	1999,95	3	0,1185	806	815	98,8			
LEO - GEO Debris	2000,43	1	0,0113954	515	35640	48,5	0,1	0,1	0

Tabela 5 – Resultados do Requisito 4.3-1

Debris Name	Compliance Status	Lifetime (yrs)	Object Time (obj - yrs)
Lens Caps	Compliant	0	0
Straps	Non - Compliant	56,9	15,3
Staging Bolts	Compliant	21,5	64,6
LEO - GEO Debris	Non - Compliant	100	1

Como o primeiro e o terceiro itens satisfazem às condições estabelecidas pelo programa, embora o segundo e o quarto itens não as satisfaçam, a missão satisfaz esse requisito.

2.2.2 – Requisito 4.3-2: Detritos Passando Próximo de Órbitas GEO

Para missões que deixam detritos em órbitas com potencial de atravessar a órbita GEO, esses mesmos com diâmetro igual ou maior que cinco milímetros, esse requisito assegura que depois de vinte e cinco anos após o lançamento o apogeu não excederá a órbita GEO. Incluem-se no requisito 4.3-2 os restos liberados por uma nave espacial, tal como embalagens contínuas do motor do foguete e outros objetos que são feitos para serem liberados durante operações normais.

Para assegurar-se de que a missão seja conforme com o requisito 4.3-2, a nave espacial deve estar suficientemente acima ou abaixo da órbita GEO na altura da liberação dos detritos. A Tabela 6 mostra os dados analisados, e a Tabela 7 mostra os resultados:

Tabela 6 – Dados analisados pelo Requisito 4.3-2

Debris Name	Released Year	Quantity of EachElement	Area - to - Mass (m ² /kg)	Perigee (Alt)	Apogee (Alt)	Inclination (deg)	RAAN (deg)	Argument of Perigee	Mean Anomaly
Geo Debris	2000,1	1	0,0113	2500	40000	2,1	0,1	0,1	0

Tabela 7 – Resultados do Requisito 4.3-2

Debris Name	Compliance Status	Final Apogee (km)	Inclination (deg)
Geo Debris	Non - Compilan	40034,98873	1,374683

A missão analisada não satisfaz o Requisito 4.3-2, porque o apogeu final ultrapassa a órbita GEO.

2.2.3 – Requisito 4.4-3: Fragmentações Planejadas

O objetivo do requisito 4.4-3 é compreender e limitar o impacto das contribuições dos detritos dos testes em órbita no ambiente espacial. As características orbitais na fragmentação são dadas para a estrutura espacial e as estimativas do número, do tamanho, e da vida dos restos orbitais gerados são retornadas. A Tabela 8 mostra os

dados analisados, e a Tabela 9 mostra os resultados obtidos:

Tabela 8 – Dados analisados pelo Requisito 4.4-3

	Pre - Breakup Perigee Alt	Pre - Breakup	Breakup Altitude (km)
Indigo 67	91	180	95

Tabela 9 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.4-3

	Component Ty	Compliance Status	Object Time (≥ 10 cm) (obj - yrs)	Number of Debris (≥ 1 mm) with Lifetime Over 1 yr
Indigo 67	Payloads	Compliant	0,65	0

A missão avaliada satisfaz o Requisito 4.4-3 devido ao número de detritos com tamanho igual ou maior que um milímetro liberados com vida de um ano.

2.2.4 - Requisito 4.5-1: Probabilidade de Colisão com Grandes Objetos

As colisões catastróficas durante a vida orbital representam uma fonte direta de detritos, e a probabilidade desta ocorrer é indicada pelo Requisito 4.5-1. Este requisito limita a quantidade de detritos criada por colisões entre a nave espacial ou estágios orbitais do veículo de lançamento dentro ou passando através de uma órbita LEO, com outros grandes objetos na órbita. Limitando a probabilidade da colisão entre uma nave espacial ou um estágio orbital com outros grandes objetos a menos de 0.001, a probabilidade média de uma nave espacial ou um estágio orbital colidir com os fragmentos da colisão maiores que 1 milímetro será menor que $6/10^{-6}$ por “ nave espacial média.”

A Tabela 10 mostra os dados analisados, e a Tabela 11 mostra os resultados obtidos.

Tabela 10 – Dados analisados pelo Requisito 4.5-1

Start Year:	1998,9
-------------	--------

Missão	Space Structure	Perigee (km)	Apogee (km)	Inclination (deg)	RAAN (deg)	Argument of Perigee (deg)	Mission Duration (yrs)	Final Area-to- Mass Ratio (m ² /kg)	Final Mass (kg)
Indigo 67	Payload	774	781	86,4			2	0,7	110
Indigo 68	Payload	35785	35785	0	0,1	0	1	0,8	1111
Marcelas 3	Payload	3347	3542	91,11	2	21,1	2	0,9	1212
Lifter R/B 2nd Stage	Rocket Body	305	2500	23	322,5	345		0,1375	200

Tabela 11 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.5-1

Missão	Space Structure	Compliance Status	Collision Probability
Indigo 67	Payload	Compliant	0,00046
Indigo 68	Payload	Compliant	0
Marcelas 3	Payload	Compliant	0
Lifter R/B 2nd Stage	Rocket Body	Compliant	0,00001

A missão satisfaz o requisito 4.5-1 pois, a probabilidade de colisão é menor que 0.001.

2.2.5 – Requisito 4.5-2: Probabilidade de Dano por Pequenos Objetos

O requisito 4.5-2 limita a probabilidade de uma nave espacial tornar-se deficiente e incapaz de executar tarefas extremas, tais como manobras. Para isto pode contribuir o crescimento de detritos no ambiente orbital a longo prazo, pela fragmentação subsequente à colisão ou à explosão. A probabilidade de uma colisão com detritos que cause desabilitação deve ser menor que 0.01.

As Tabelas 12 e 13 mostram os dados analisados; e a Tabela 14 mostra os resultados obtidos.

Tabela 12 – Dados analisados pelo Requisito 4.5-2

Payload Orientation	Gravity Gradient
Critical Surface	
Surface Name	Gas Tank
Areal Density	1 g/cm ²
Surface Area	7 m ²
	1,01 U
	2,02 V
Unit Normal Vector	3,03 W
Pressurized	x

Tabela 13– Dados analisados pelo Requisito 4.5-2

Payload Orientation	Fixed Oriented
Critical Surface	
Surface Name	Ballon
Areal Density	1 g/cm ²
Surface Area	7 m ²
	7,07 U
	8,08 V
Unit Normal Vector	9,09 W
Pressurized	x

Tabela 14 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.5-2

Spacecraft	Compliance Status	Probability of PMD	Critical Surface	Probability of Penetration
Indigo 67	Non - Compliant	0,30233	Gas Tank	0,018325
			Star Traker	0,289307
Marcelas 3	Compliant	0	Ballon	0

A missão não satisfaz o requisito 4.5-2, pois a probabilidade de colisão com detritos é maior que 0.01.

2.2.6 – Requisito (4.6-1, -2, -3) Descarte Pós-missão

Os programas e os projetos espaciais da NASA planejarão os veículos espaciais, estágios e estruturas orbitais para o descarte no fim da vida útil de suas missões. A eliminação na Fase Pós-Missão será usada para remover em tempo oportuno uma estrutura espacial da órbita da Terra; ou para deixar uma estrutura espacial em uma órbita de descarte, onde a estrutura represente pouca ameaça a outros sistemas espaciais. As opções de eliminação Fase Pós-Missão são: (1) reentrada natural ou controlada na atmosfera dentro de um prazo específico; (2) manobra para transferi-las para regiões de eliminação em que as estruturas espaciais representarão pouca ameaça às operações futuras no espaço, e (3) recuperação e retorno à Terra.

- ✓ Requisito 4.6-1: para veículos espaciais que se encontram em órbitas com perigeu menor que 2000 km de altitude;
- ✓ Requisito 4.6-2: para veículos espaciais em órbita GEO;
- ✓ Requisito 4.6-3: para veículos espaciais que se encontram em órbitas com perigeu entre 2000 quilômetros e GEO.

Tabela 15 – Requisito 4.6-1 Reentrada natural ou controlada.

Name	Indigo 67	Lifter R/B 2nd Stage
Space Structure Type	Payload	Rocket Body
Compliance Status	Compliant	Compliant
Suggested Perigee Altitude (km)	—	—
Suggested Apogee Altitude (km)	—	—
Perigee Alt (km)	774	305
Apogee Alt (km)	781	2500
Inclination (deg)	86,4	23
Final Area - to-mass (m ² /kg)	0,7	0,014
PMD Perigee Alt (km)	11	305
PMD Apogee Alt (km)	33	2230
PMD Inclination (deg)	55	23
PMD RAAN (deg)	0	330
PMD Argument of Perigee(deg)	0	257
PMD Mean Anomaly (deg)	0	7,5

A missão satisfaz o Requisito 4.6-1 pois o perigeu possui altitude menor que 2000 km.

Tabela 16– Requisito 4.6-2 Manobras para órbitas de descarte.

Name	Indigo 68
Space Structure Type	Payload
Compliance Status	Non - Compliant
Suggested Perigee Altitude (km)	37021
Suggested Apogee Altitude (km)	37393
Perigee Alt (km)	35785
Apogee Alt (km)	35785
Inclination (deg)	0
RAAN (deg)	0,1
Argument of Perigee (deg)	0
Mean Anomaly	0
Final Area - to-mass (m ² /kg)	0,8
PMD Perigee Alt (km)	36000
PMD Apogee Alt (km)	36000
PMD Inclination (deg)	0
PMD RAAN (deg)	0
PMD Argument of Perigee(deg)	0
PMD Mean Anomaly (deg)	0

A missão não satisfaz o Requisito 4.6-2 pois não se encontra em órbita GEO.

Tabela 17 – Requisito 4.6-3 Reentrada na Terra.

Name	Marcelas 3
Space Structure Type	Payload
Compliance Status	Compliant
Suggested Perigee Altitude (km)	–
Suggested Apogee Altitude (km)	–
Perigee Alt (km)	3347
Apogee Alt (km)	3542
Inclination (deg)	91,1
RAAN (deg)	2
Argument of Perigee (deg)	21,1
Mean Anomaly	7,5
Final Area - to-mass (m ² /kg)	0,9
PMD Perigee Alt (km)	3800
PMD Apogee Alt (km)	4000
PMD Inclination (deg)	90
PMD RAAN (deg)	2
PMD Argument of Perigee(deg)	21,1
PMD Mean Anomaly (deg)	0

A missão satisfaz o Requisito 4.6-3 pois o perigeu está entre 2000 km de altitude e a altitude GEO.

2.2.7 – Requisito 4.7-1: Risco de Fatalidades por Reentrada de Detritos

Programas e projetos espaciais da NASA que usam a reentrada atmosférica precisam limitar a quantidade de detritos que podem sobreviver à reentrada, e constituir uma ameaça aos povos na superfície da terra. Esta seção do programa DAS 2.0.1 avalia a conformidade com o Requisito 4.7-1.a, que indica o risco de reentrada não controlada. O DAS 2.0.1 não indica os interesses relativos à reentrada controlada (Requisito 4.7-1.b).

O risco de vítimas humanas é determinado para os objetos que retornam à superfície da Terra com uma energia cinética que exceda a 5 Joules. A área prevista das vítimas dos detritos é baseada na quantidade de cada objeto que reentra na atmosfera multiplicado por sua área. O risco das vítimas é o produto da área prevista habitada e da densidade de população estatística baseadas na inclinação orbital e no ano de retorno. As densidades de população do mundo foram computadas até o ano 2050. O risco de todo o retorno potencial além desse ano deverá ser computado fora do programa DAS 2.0.

A fim calcular o risco de vítimas humanas, o arranjo de cada elemento da estrutura espacial precisa de ser definido para avaliar seu potencial de sobrevivência à reentrada. Baseado em valores empíricos e teóricos, a estrutura ultraperiférica, é suposta quebrar em uma altura de 78 quilômetros. Todo o objeto com um risco de vítima humana acima de 1:10000 será identificado como não conforme.

Tabela 18 – Dados Analisados pelo Requisito 4.7-1

Name	Quantity	Material Type	Object Shape	Thermal Mass (kg)	Diameter/Width (m)	Length (m)	Height (m)
Indigo 67	1	Aluminium 7075 - T6	Box	110	1,66	1,66	0,88
Side Panels	4	Graphite Epoxy 1	Flat Plate	2,5	0,88	1,66	—
Bottom Panel	1	Graphite Epoxy 1	Flat Plate	12,1	1,066	1,66	—
Top Panel	1	Graphite Epoxy 1	Flat Plate	4,5	1,66	1,66	—
Separation Ring	1	Aluminium 7075 - T6	Box	3,1	0,45	0,88	0,45
Prop Tanks	2	Inconel 718	Sphere	5,45	0,3683	—	—
Pressurant Tanks	1	Inconel 718	Sphere	1,4445	0,1524	—	—
Thrusters	4	Stainless Steel 304L	Cylinder	0,5	0,22	1,2	—
Services Valves	7	Stainless Steel 304L	Cylinder	0,5	0,038	0,17	—
EFI Radials	4	Aluminium 7075 - T6	Box	3,31	0,66	1,33	0,64
Batteries	3	Stainless Steel 304L	Box	0,15	0,07	0,167	0,07
Harness	2	Copper Alloy	Cylinder	2,1	0,15	5	—
Electronics Box	2	Aluminium 7075 - T6	Box	8	0,3	0,6	0,2
computer assy	2	Silver Element	Box	0,12	0,1	0,1	0,05
Aux Power	2	Tungsten	Box	2	0,05	0,5	0,05
wiring	2	Silver Element	Cylinder	3	0,01	5	—
Cells	12	Titanium (generic)	Cylinder	0,25	0,1	0,5	—
Antenna	1	Aluminium 7075 - T6	Flat Plate	6	0,2	1,1	—
Antenna Attachment	1	Aluminium 7075 - T6	Cylinder	3	0,1	4	—
Transponder	1	Aluminium 7075 - T6	Box	2	0,33	0,35	0,1
Lifter R/B 2nd S	1	Titanium (generic)	Cylinder	200	1	4	—
D2 Casing	1	Titanium (generic)	Cylinder	120	1	3,5	—
Nozzle	1	Fiberfax	Cylinder	0,1	0,75	0,25	—
Tank	1	Aluminium 6061 - T6	Sphere	3	0,3	—	—
D2 Compon	5	Aluminium 6061 - T6	Box	3	0,3	0,3	0,3
PCA Deck	1	Aluminium 7075 - T6	Flat Plate	10	2	2,1	—
PCA Petals	4	Aluminium 7075 - T6	Flat Plate	3	0,4	0,6	—
PCA Struts	8	Aluminium 7075 - T6	Cylinder	0,5	0,05	0,6	—
PCA Adapt Tube	1	Aluminium 7075 - T6	Cylinder	9	1,5	2,1	—
PCA PAF Cylinder	1	Aluminium 7075 - T6	Cylinder	4	1	0,5	—
Power Assy	1	Titanium (generic)	Box	1	0,5	0,7	0,45
Spare Battery	2	Aluminium 7075 - T6	Box	4	0,75	1,1	0,505
Electronics	1	Tungsten	Cylinder	1	0,05	10,1	—
Hardware fixtures	2	Aluminium 7075 - T6	Cylinder	0,25	0,1	0,1	—
Lens Caps	1	Fiberfax	Flat Plate	0,02	0,2	0,2	—
Straps	1	Inconel 601	Sphere	0,7	0,3	—	—
Stating Bolts	3	Hastelloy 188	Sphere	0,2	0,2	—	—
LEO-GEO Debris	1	Aluminium (generic)	Cylinder	0,005	0,01	0,04	—

Tabela 19 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.7-1

Name	Status Compliance	Risk of Human Casualty	Sub-component Object	Demise Altitude (km)	Total Debris Casuality Area (m ²)	Kinetic Energy (J)
Indigo 67	Non-Compliant	1:7300			10.35	
			Side Panels	77.5	0.00	0
			Bottom Panel	76.4	0.00	0
			Top Panel	77.4	0.00	0
			Separation Ring	74.8	0.00	0
			Prop Tanks	0.0	1.72	5130
			Pressurant Tank	0.0	0.54	2113
			Thrusters	0.0	4.96	10
			Service Valves	59.7	0.00	0
			EFI Radials	75.6	0.00	0
			Batteries	0.0	1.50	25
			Harness	0.0	4.30	65
			Eletronic Box	57.7	0.00	0
			Computer assy	56.6	0.00	0
			Aux Power	0.0	1.15	33786
			Wiring	0.0	0.00	0
			Cells	0.0	0.00	0
			Antenna	0.0	1.14	2677
			Antenna Attachment	75.8	0.00	0
			Transponder	69.0	0.00	0
Lifter R/B 2nd Stage	Non-Compliant	1:3500			20.15	
			D2 Casing	0.0	6.10	43209
			Nozzle	0.0	1.07	0
			Tank	61.2	0.00	0
			D2 Compon	67.5	0.00	0
			DCA Deck	0.0	7.02	388
			PCA Petals	64.9	0.00	0
			PCA Struts	74.7	0.00	0
			PCA Adapt Tube	0.0	5.64	248
			PCA PAF Cylinder	75.6	0.00	0
			Power Assy	0.0	1.38	2934
			Spare Battery	0.0	0.00	0
			Eletronics	0.0	0.00	0
			Hardware Fixture	73.5	0.00	0
Lens Caps	Compliant	1:0		0.0	0.00	0
Straps						
Staging Bolts	Compliant	1:49200		0.0	1.81	23
LEO- GEO Debris						

Os itens referentes ao Indigo 67 e ao Lifter R/B 2nd stage não satisfazem os requisitos, pois a probabilidade de se ter vítimas é acima de 1:10000.

2.2.8 – Requisito 4.8-1: Risco de Colisão com Pêndulos Espaciais

Os programas e os projetos espaciais da NASA avaliarão e limitarão o perigo da colisão levantado por sistemas limites em outros usuários do espaço e no ambiente próximo da Terra. Esta exigência aplica-se a todas as estruturas de espaço usando limites na Terra ou em órbitas lunares.

Tabela 20 – Dados avaliados pelo Requisito 4.8-1 (objetos finais)

Nome	Massa (kg)	Área (m ²)	Perigeu (km)	Apogeu (km)	Inclinação (o)	RAAN (o)	Argumento do Perigeu (o)
M1	50	10	1110	1130	45		
M2	50	10					

Tabela 21 – Dados avaliados pelo Requisito 4.8-1 (pêndulo)

Diâmetro (m)	Comprimento (m)	Massa (kg)	Pêndulo com EM (cheque se sim)	Duração da EM (dias)	Ano de Extensão	Ano de Retração
54	44	50	x	200		

Tabela 22 – Resultados obtidos pelo Requisito 4.8-1

Estado do Pêndulo	Conformidade com o Requisito 4.5-1	Conformidade com o Requisito 4.5-2	Conformidade com o Requisito 4.5-3	Decaimento Orbital (days)
EM falhado	Comforme	Comforme	Comforme	91.0
EM sucedido	Não-Conforme	Não-Conforme	Não-Conforme	91.0

A missão não satisfaz os requisitos pois um dos itens não satisfaz o Requisito 4.5-1.

2.3. AUXÍLIOS À CIÊNCIA E À ENGENHARIA

Os Auxílios à Ciência e à Engenharia (“Science and Engineering Utilities”) são usados para responder questões de interesse geral em avaliar detritos que puderam ou não puderam ser avaliados pelos Requisitos. Podem ser usados independentemente dos itens discutidos anteriormente.

2.3.1 – Colisões em Órbitas

Este Auxílio à Ciência e à Engenharia pode ajudar os usuários na avaliação da conformidade com o Requisito 4.5, ao limitar a probabilidade de colisões com detritos ou meteoros. Três Auxílios para traçar os contornos da avaliação estão disponíveis dentro desta categoria. Incluem os impactos contra a altura da órbita, os impactos dos detritos contra o diâmetro dos detritos, e a data desses impactos. Cada um pode ser indicado em termos da taxa do impacto ou do número de impactos.

2.3.1 a – Impactos de Detritos versus Altitude da Órbita

Este Auxílio traça os impactos previstos tendo vários diâmetros (em centímetros) em função da altura da órbita, (em quilômetros, supondo que seja uma órbita circular). A altura orbital está na linha horizontal. O número de impactos são dados (base 10) em uma escala logarítmica. A Figura 4 mostra gráficos dos diâmetros em função da altitude.

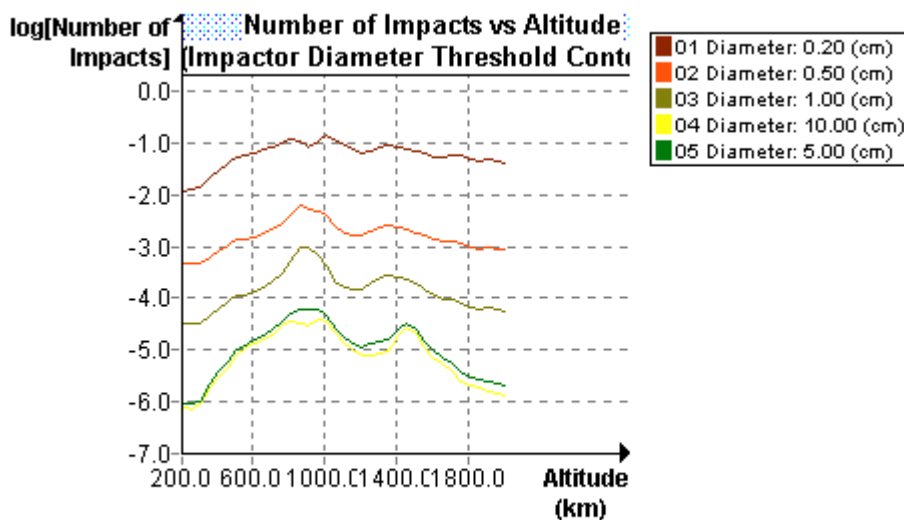


Figura 4 – Número de impactos vs Altitude.

2.3.1 b – Impactos de Detritos versus Diâmetro dos Detritos

Este Auxílio traça os impactos previstos ao longo da altitude da órbita em função do diâmetro dos detritos (supondo que seja uma órbita circular). Indica o número (ou o número por ano) de impactos, para cada altura selecionada, que o usuário pode ter em cima de um veículo espacial. O usuário pode selecionar "a taxa de impacto" ou o "número de impactos" para a linha vertical. O diâmetro dos detritos está na linha horizontal. A taxa de impactos, o número de impactos e o diâmetro dos detritos é dado (base 10) em uma escala logarítmica. Esta ferramenta serve para visualizar as características quantitativas e qualitativas dos detritos em tamanhos mínimos e diferentes. A Figura 5 ilustra essa análise.

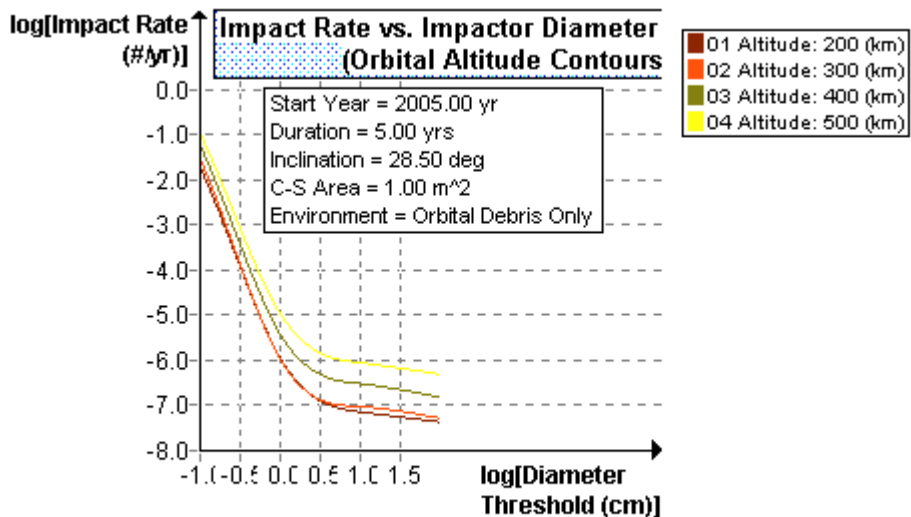


Figura 5 – Taxa de impactos vs diâmetro que causa o impacto.

2.3.1 c – Impactos de Detritos versus Data

Este Auxílio traça os impactos previstos ao longo dos contornos de diâmetros do elemento que sofre o impacto (em centímetros), em função da data de lançamento (supondo que seja uma órbita circular). Indica o número (ou o número por ano) de impactos, para cada tamanho do elemento que sofre o impacto, que o usuário pode esperar em cima de um veículo espacial. Os resultados são uma função da data inicial (isto é da data de lançamento). A taxa do impacto e o número de impactos são dados (base 10) em uma escala logarítmica. Esta ferramenta serve para visualizar características quantitativas e qualitativas dos detritos ao longo dos anos a partir do ano de lançamento. A Figura 6 ilustra essa análise.

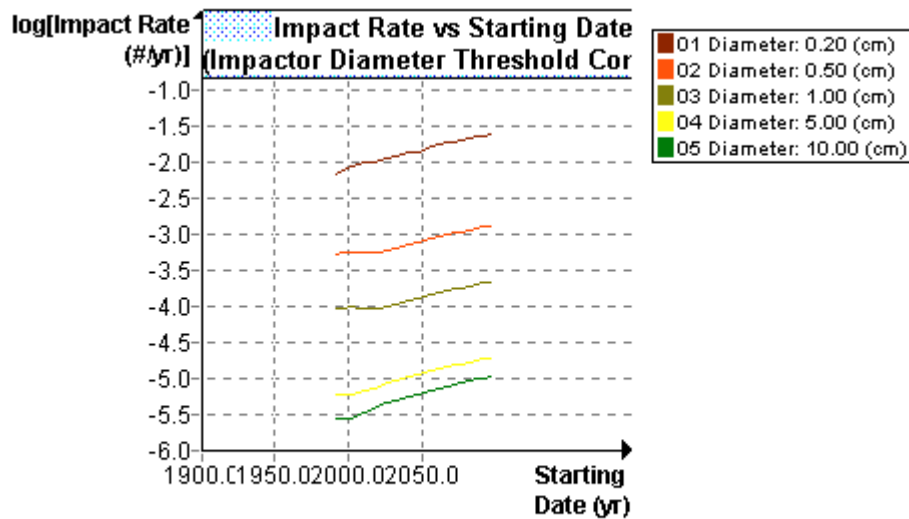


Figura 6 – Taxa de impacto vs data.

2.3.2 – Análises de Manobras de Descarte Pós-missão

Este Auxílio à Ciência e à Engenharia serve para avaliar o Requisito 4.6. Estas ferramentas indicam as manobras orbitais necessárias para a eliminação de órbitas atmosféricas de transferência ou do potencial acima da órbita LEO. Duas opções estão disponíveis dentro deste grupo. A eliminação por reentrada atmosférica, com Delta-V da eliminação em função do perigeu inicial e do apogeu inicial. A manobra à órbita do armazenamento calcula o Delta-V total exigido para atingir a órbita aceitável mínima de transferência.

2.3.2 a - Descarte por Reentrada Atmosférica

Esta ferramenta serve para traçar os contornos do Delta-V que corresponde ao Delta-V exigido para mover-se de uma órbita LEO para uma órbita de decaimento com uma vida especificada pelo programa. Isto pode ajudar ao usuário em determinar o custo das manobras. Os usuários devem especificar pelo menos um valor do contorno do Delta-V. A Figura 7 mostra esta análise.

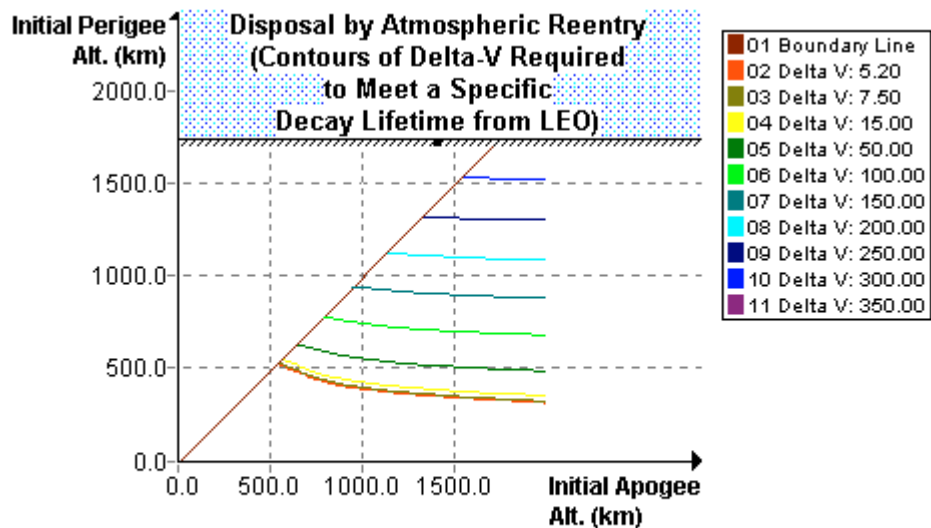


Figura 7 – Delta V requerido com a variação do apogeu e do perigeu.

2.3.2 b – Manobras para a Órbita de Descarte

Esta ferramenta calcula a órbita mínima de reentrada e o Delta-V exigido para manobrar da órbita inicial para a órbita de reentrada, a órbita de transferência e a energia mínima necessária. Isto pode ajudar o usuário em determinar o custo de uma manobra para a órbita de reentrada. A Tabela 23 mostra o perigeu e apogeu da órbita inicial, e a Tabela 24 mostra os resultados calculados pela ferramenta.

Tabela 23 – Dados da órbita inicial.

Órbita Inicial	
Altitude do Perigeu (km)	40000
Altitude do Apogeu (km)	50000

Tabela 24 – Dados da órbita de transferência.

Órbita de Transferência	
Altitude do Perigeu (km)	44121.711
Altitude do Apogeu (km)	50000.000
Altitude do Perigeu da Órbita de Transferência (km)	40000.000
Altitude do Apogeu da Órbita de Transferência (km)	50000.000
Delta – V (km/s)	
Delta – V (primeiro tiro)	0.000
Delta – V (segundo tiro)	58.538
Delta V (Total)	58.538

2.3.2 c – Análise da Sobrevivência à Reentrada

Esta ferramenta fornece a capacidade de sobrevivência durante a reentrada em estudo sem mudar as características da missão real (como especificado no Editor de Missões). Um único objeto e seus subcomponentes podem ser avaliados, rendendo a altura da cessão, a área total de vítimas dos detritos, e a energia cinética para cada artigo. Baseado em valores empíricos e teóricos, a estrutura ultraperiférica é suposta para quebrar distante a uma altura de 78 quilômetros. O primeiro nível de objetos é exposto neste momento. Os objetos são então expostos às várias forças do modelo da reentrada. É feita uma análise com os dados:

- ✓ se um objeto for destruído devido às forças da reentrada, isto não afeta o cálculo final da área das vítimas.
- ✓ se um objeto contiver níveis adicionais, estes estão expostos no mesmo ponto em que sua região ultraperiférica .

Este processo permite uma progressão mais realística da exposição de estruturas aninhadas. Esta ferramenta suporta a definição de um único objeto e de seus subcomponentes. A Tabela 25 mostra os dados que o usuário fornece, e a Tabela 26 mostra os dados fornecidos pelo programa.

Tabela 25 – Dados analisados pela Análise da Sobrevivência à Reentrada

Nome	Objeto Raiz	Exp Mod 1	Grapple 1
Quantidade	1	1	2
Tipo de Material	Aço Inoxidável 21-6-9	Alumínio 2024-T8xx	Titânio (6 Al-4V)
Formato do Objeto	Cilindro	Cilindro	Esfera
Massa Térmica (kg)	1111	119.8	37.6
Diâmetro/Largura (m)	0.760	0.279	0.295
Comprimento (m)	3.3	2.64	
Altura			

Tabela 26 – Dados obtidos com a Análise da Sobrevivência à Reentrada

Nome do Componente	Objeto Raiz		
Nome do Subcompon.		Exp Mod 1	Grapple1
Altitude de Fragment.		58.3	0.0
Área de Vítimas de Detritos Total (m ²)	1.48	0.00	1.48
Energia Cinética		0	365082

2.3.3 – Análise da Evolução de Órbitas

Este Auxílio à Ciência e à Engenharia pode ajudar na avaliação do Requisito 4.6. Duas ferramentas estão disponíveis dentro deste grupo:

- ✓ A história da altitude do apogeu/perigeu, para uma órbita, ao longo do tempo;
- ✓ A vida da órbita/tempo de interrupção, calcula a vida da órbita, tempo de interrupção e o ano de propagação.

2.3.3 a – História da Altitude do Apogeu/Perigeu para uma Órbita Dada

Esta ferramenta cria uma previsão de altitudes do perigeu e do apogeu para os elementos da órbita. A saída desta ferramenta é a altura (em quilômetros) e o tempo (em anos). A Figura 8 mostra o histórico previsto para a variação do apogeu e do perigeu.

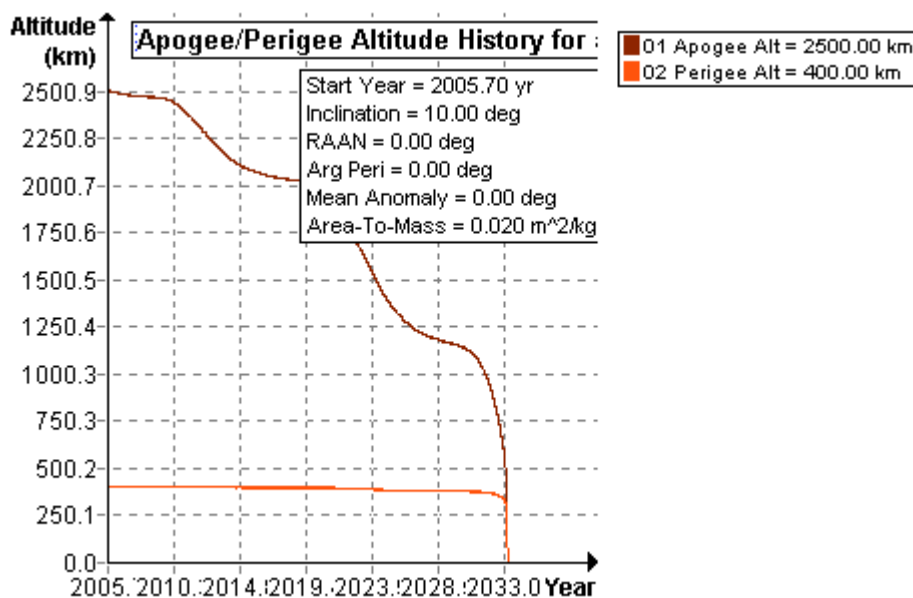


Figura 8 – Variação da altitude do perigeu e do apogeu ao longo do tempo.

2.3.3 b – Tempo de Vida/Tempo de Permanência em Órbita

Esta ferramenta calcula a vida orbital e tempo de interrupção de uma órbita específica. A Tabela 27 mostra os dados fornecidos pelo usuário e a Tabela 28 mostra os dados calculados pelo programa.

Tabela 27 – Dados fornecidos pelo usuário.

Ano de Início	2005
Altitude do Perigeu	200 km
Altitude do Apogeu	3001 km
Inclinação	86.4°
Ascensão Reta do Nodo Ascendente	0°
Argumento do Perigeu	0°
Área/Massa	0.007330 m ² /kg

Tabela 28 – Resultados obtidos pelo programa.

Tempo de Vida Orbital Calculado	2.710 (anos)
Tempo de Permanência Orbital Calculado	2.293 (anos)
Último Ano de Propagação	2007
Mensagem	O objeto reentrou

2.3.4 – Análises de Manobras ΔV Pós-missão

Estes Auxílios à Ciência e à Engenharia podem ajudar usuários na avaliação do Requisito 4.6. Estas ferramentas calculam a mudança da velocidade exigida para as manobras necessárias para se conseguir a reentrada atmosférica dentro de 25 anos.

2.3.4 a – ΔV para Órbita de Decaimento Dado o Tempo de Vida Orbital

Esta ferramenta traça os pontos de contorno da relação da Área/Massa que correspondem à variação da velocidade necessária para mover um objeto, com vida orbital específica, de uma órbita inicial circular, LEO, para uma órbita de transferência. A Figura 9 mostra a variação da velocidade necessária para um objeto passar de uma órbita inicial para uma órbita de transferência.

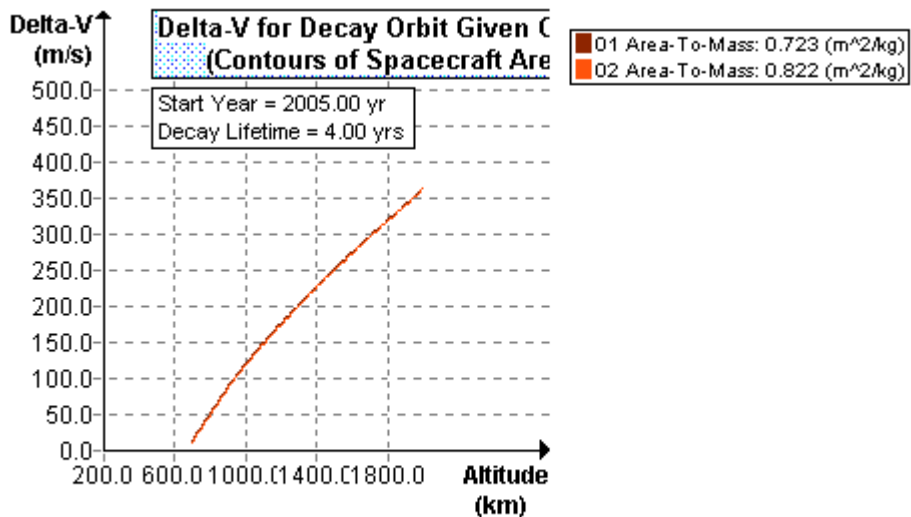


Figura 9 – Variação da velocidade necessária para passar para uma órbita de transferência.

2.3.4 b – ΔV para Órbita de Decaimento Dada a Área/Massa

Esta ferramenta traça os pontos de contorno da vida orbital que correspondem ao ΔV necessário para mover um objeto, com relação específica da área/massa, de uma órbita (circular, inicial) baixa da Terra para uma órbita de transferência. A Figura 10 mostra essa variação de velocidade.

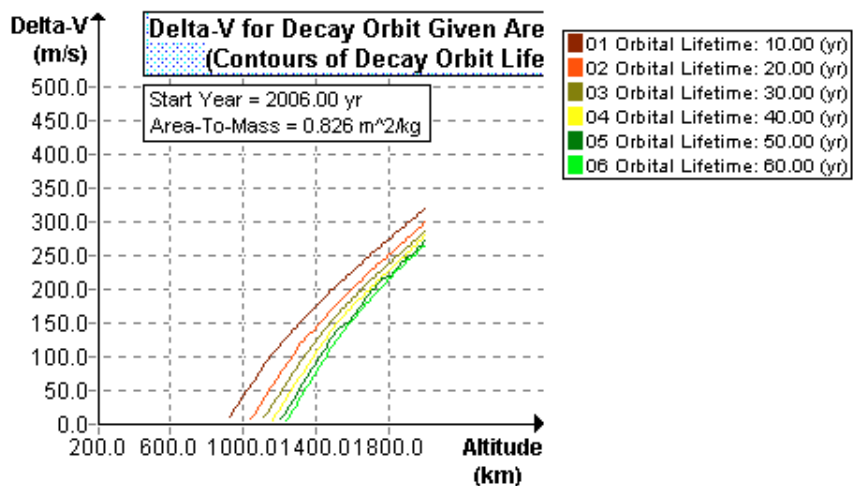


Figura 10 – Variação da velocidade necessária para passar para uma órbita de transferência considerando a relação área/massa.

2.3.5 – ΔV para Transferência Órbita para Órbita

Esta ferramenta calcula a variação mínima da velocidade exigida para manobrar de uma órbita para uma segunda órbita co-planar.

2.3.5 a – Transferência Órbita para Órbita

Esta ferramenta calcula a variação da velocidade necessária para transferência da órbita para uma órbita co – planar. A Tabela 29 mostra os dados das órbitas iniciais, e a Tabela 30 mostra a variação da velocidade e os dados da órbita de transferência.

Tabela 29 – Dados das órbitas iniciais.

Primeira Órbita	
Altitude do Perigeu	1001 km
Altitude do Apogeu	3000 km
Segunda Órbita	
Altitude do Perigeu	1001 km
Altitude do Apogeu	1001 km

Tabela 30 – Dados da órbita de transferência e variação da velocidade.

Perigeu da Órbita de Transferência	1001.000 km
Apogeu da Órbita de Transferência	3000.000 km
ΔV	
ΔV (primeiro tiro)	0.000 km/s
ΔV (segundo tiro)	426.027 km/s
ΔV (total)	426.027 km/s

2.4. INÍCIO DAS COMPARAÇÕES

Após realizar o estudo usando o programa DAS 2.0.1 da NASA, bem como a reprodução dos gráficos e tabelas que estavam no manual do programa, iniciamos então uma comparação entre os dados obtidos com os programas desenvolvidos durante o período passado e os dados obtidos com o DAS 2.0.1.

Como durante o período passado desenvolvemos os programas em Matlab, baseado apenas na forma geométrica do corpo, obtivemos resultados bem limitados. Já com o Das os resultados foram mais precisos, pois além da área de contato foram considerados a massa, as partes em que o corpo se divide, componentes do satélite entre outras coisas.

CAPÍTULO 3 – CONCLUSÕES, COMENTÁRIOS E SUGESTÕES

Este relatório apresenta o trabalho realizado no período de agosto de 2008 à julho de 2009, bem como um estudo sobre o programa DAS 2.0.1 da NASA, que foi a ferramenta usada para o desenvolvimento do projeto.

Com base nestes programas e nestes modelo, objetiva-se, posteriormente, estudar as propriedades básicas desse processo. Assim, será possível analisar os problemas de colisão e interferência dos detritos espaciais com outros objetos encontrados no espaço como satélites, ônibus espaciais, e estações espaciais.

REFERÊNCIAS

GUEDES, U. T.V.; KUGA, H. K.; SOUZA, M.L.O. Reentrada Atmosférica. In: Winter, O.C., Prado, A.F.B.A. (orgs.) *A Conquista do Espaço-do Sputnik à Missão Centenário*. AEB-Livraria da Física Editora, São Paulo, SP, 2007.

<www.feg.unesp.br/~orbital/sputnik/capitulo-8.pdf>, acessado em 22 de junho de 2009.

HENNIGAN, M., HILLARY, E., OPIELA, J. N., WHITLOCK, D. O. , Debris Assessment Software Version 2.0 User's Guide, NASA, Houston, 2007.

PEREIRA, A . B., *Comunicação via satélite*.
<<http://www.artigos.com/artigos/exatas/tecnologia/comunicacao-via-satelite-1121/artigo/>>

acessado em 25 de junho de 2009.

APÊNDICE A: Tabelas de densidade atmosférica

A Tabela 31 mostra a densidade atmosférica em função da altitude.

Tabela 31 – Densidade atmosférica

Altitude (Km)	Densidade (km/m ³)	Altitude (Km)	Densidade (km/m ³)	Altitude (Km)	Densidade (km/m ³)
0	1.225*10 ⁰	80	1.905*10 ⁻⁵	200	2.789*10 ⁻¹⁰
25	3.899*10 ⁻²	85	8.337*10 ⁻⁶	250	7.248*10 ⁻¹¹
30	1.774*10 ⁻²	90	3.396*10 ⁻⁶	300	2.418*10 ⁻¹¹
35	8.279*10 ⁻³	95	1.343*10 ⁻⁶	350	9.158*10 ⁻¹²
40	3.972*10 ⁻³	100	5.597*10 ⁻⁷	400	3.725*10 ⁻¹²
45	1.995*10 ⁻³	110	9.661*10 ⁻⁸	450	1.585*10 ⁻¹²
50	1.057*10 ⁻³	120	2.438*10 ⁻⁸	500	6.967*10 ⁻¹³
55	5.821*10 ⁻⁴	130	8.484*10 ⁻⁹	600	1.454*10 ⁻¹³
60	3.206*10 ⁻⁴	140	3.845*10 ⁻⁹	700	3.614*10 ⁻¹⁴
65	1.718*10 ⁻⁴	150	2.070*10 ⁻⁹	800	1.170*10 ⁻¹⁴
70	8.770*10 ⁻⁵	160	1.244*10 ⁻⁹	900	5.245*10 ⁻¹⁵
75	4.178*10 ⁻⁵	180	5.464*10 ⁻¹⁰	1000	3.019*10 ⁻¹⁵

A Tabela 32 mostra a densidade atmosférica de acordo com o modelo exponencial abaixo, com h km, onde h é altitude:

Tabela 32 – Densidade atmosférica modelo exponencial $\rho = e^{\frac{-h}{6,8}}$

Altitude (Km)	Densidade da Tabela (km/m ³)	Densidade (km/m ³)
0	1.225*10 ⁰	1
25	3.899*10 ⁻²	2.53*10 ⁻²
30	1.774*10 ⁻²	1.21*10 ⁻²
35	8.279*10 ⁻³	5.816*10 ⁻³
40	3.972*10 ⁻³	2.788*10 ⁻³
45	1.995*10 ⁻³	1.336*10 ⁻³
50	1.057*10 ⁻³	6.407*10 ⁻⁴
55	5.821*10 ⁻⁴	3.071*10 ⁻⁴
60	3.206*10 ⁻⁴	1.472*10 ⁻⁴
65	1.718*10 ⁻⁴	7.057*10 ⁻⁵
70	8.770*10 ⁻⁵	3.383*10 ⁻⁵
75	4.178*10 ⁻⁵	1.621*10 ⁻⁵
80	1.905*10 ⁻⁵	7.774*10 ⁻⁶
85	8.337*10 ⁻⁶	3.726*10 ⁻⁶
90	3.396*10 ⁻⁶	1.786*10 ⁻⁶
95	1.343*10 ⁻⁶	8.563*10 ⁻⁷
100	5.597*10 ⁻⁷	4.105*10 ⁻⁷
110	9.661*10 ⁻⁸	9.432*10 ⁻⁸

APÊNDICE B – Programas e simulações com Força de arrasto atmosférico

✓ Programa 1 (placadensitab)

```
clear all

close all

opt = odeset('AbsTol',0.00001,'RelTol',0.0000001);

x=[6378;12576;0.5;1.5];

mu=398600;

r = [x(1);x(2)];

mr = sqrt(x(1)^2+x(2)^2);

v = [x(3);x(4)];

mv = sqrt(x(3)^2+x(4)^2);

a = mr*mu/(2*mu-mr-mv^2);

periodo = 2*pi*sqrt((a^3)/398600);

tspan = [0:0.5:2*periodo];

[t,x] = ode45('placa1',tspan,x,opt);

plot(x(:,1),x(:,2))
```

✓ Programa 1.1

```
%Considerando uma placa de lados a=1, b=5 e c=6.A menor area se dá pelos lados ab

function dx = f(t,x);

mu = 398600; %a unidade de espaço e o km (parametro gravt da Terra)
```

```

% r = [x(1);x(2)];

mr = sqrt (x(1)^2 + x(2)^2); % modulo do vetor posição

%v = [x(3);x(4)];

mv = sqrt (x(3)^2 + x(4)^2); % modulo do vetor velocidade

%rt = 6378; (raio da Terra);

ladoa = 1;

ladob = 5;

cd = 0.5;

area = (ladoa*ladob);

h = mr-6378;

if h >300

    %if h<=300

        densi =2* 2.789*10^-10;

    %end

end

if h >200

    if h<=300

        densi = 2.789*10^-10;

    end

end

if h >180

    if h<=200

```

```
        densi = 5.464*10^-10;

    end

end

if h >160

    if h<=180

        densi = 1.244*10^-9;

    end

end

if h >150

    if h<=160

        densi = 2.070*10^-9;

    end

end

if h >140

    if h<=150

        densi = 3.845*10^-9;

    end

end

if h >130

    if h<=140

        densi = 8.484*10^-9;

    end

end
```

```

if h >120

    if h<=130

        densi = 2.438*10^-8;

    end

end

if h <=120

    %if h<=130

        densi = 2.438*10^-8/4;

    %end

end

f = 0.5.*cd.*area.*densi.*mv^2; % equação da força de arrasto
atmosférico

dx    =[x(3);

        x(4);

        ((-mu/mr^3).*x(1))-(f.*x(3)/mv);

        ((-mu/mr^3).*x(2))-(f.*x(4)/mv)]; % vetor coluna

```

✓ **Programa 2 (placadensiexp)**

```

opt = odeset('AbsTol',0.00001,'RelTol',0.0000001);

x = [6378;12756;0.5;1.5];

```



```

mu = 398600;

r = [x(1);x(2)];

mr = sqrt(x(1)^2+x(2)^2)

v = [x(3);x(4)];

mv = sqrt(x(3)^2+x(4)^2);

a = mr*mu/(2*mu-mr*mv^2);

periodo = 2*pi*sqrt((a^3)/398600);

tspan = [0:0.5:3.*periodo];

[t,x] = ode45('placa2',tspan,x,opt);

plot(x(:,1),x(:,2))

```

✓ Programa 2.1

```

function dx = f(t,x);

mu      = 398600;           % a unidade de espaço e o
km(parametro gravt da terra)

r      = sqrt(x(1)^2 + x(2)^2); % modulo do vetor posição

v      = [x(3); x(4)];      %x(3)= xponto=velocidade ,
x(4)=yponto=velocidade

mv     = sqrt(x(3)^2+x(4)^2); % modulo do vetor velocidade

rt     = 6378;             % raio da terra

ladoa  = 1;                % raio do satellite

ladob  = 5;

cd     = 0.5;              % coeficiente de arrasto

```

```

area = ladoa*ladob;           % area do satellite

densi =exp(-100/6.15);

f = 0.5.*cd.*area.*densi.*mv^2; % equação da força de arrasto
atmosférico

dx = [x(3);

      x(4);

      ((-mu/r^3).*x(1))-(f.*x(3)/mv);

      ((-mu/r^3).*x(2))-(f.*x(4)/mv)]; % vetor coluna

```

APÊNDICE C: Tipos de Órbitas

Ao começar o estudo sobre o programa DAS 2.0 da NASA, precisamos entender um pouco sobre a classificação das órbitas, então foi feito um estudo sobre o assunto que é apresentado abaixo.

✓ **Classificação das órbitas**

As órbitas, quanto sua altura, podem ser classificadas em:

LEO (Low Earth Orbit): aproximadamente 500 – 1500 km;

MEO (Medium Earth Orbit): aproximadamente 6000 – 15000 km;

HEO (High Earth Orbit): a partir de 20000 km, onde se inclui as órbitas GEO (Geostationaryorbit) aproximadamente 36000 km.

✓ **Órbitas LEO e MEO**

Órbitas LEO são aquelas em que os satélites viajam a uma altitude entre 500 e 15000 km, aproximadamente. Nas órbitas MEO os satélites estão viajando entre 6000 e 15000 km de altitude. Como estas órbitas estão próximas à Terra, o satélite tem de viajar a uma velocidade angular maior que a do planeta, pois caso contrário, a força de gravidade o puxará para o solo, destruindo-o.

A velocidade média de um satélite LEO está em torno de 25000km/h, fazendo uma volta completa em torno da Terra em cerca de 90 a 100 minutos. As órbitas podem ser tanto circulares como elípticas, dependendo da necessidade do projeto a ser executado, pois as órbitas elípticas fazem com que o satélite passe mais tempo sobre uma determinada região, facilitando e ampliando o tempo de comunicação entre o satélite e a estação terrestre.

Os satélites de comunicação utilizam estas órbitas, pois elas estão mais próximas à Terra, fazendo com que os equipamentos utilizados possam ser menores, até portáteis, já que necessitam de pouca potência para transmissão.

✓ Órbitas GEO (Geoestacionária)

São assim denominados por serem colocadas em uma órbita sobre o equador de tal forma que o satélite tenha um período de rotação igual ao do nosso planeta Terra, ou seja, 24 horas. Com isso a velocidade angular de rotação do satélite se iguala à da Terra e tudo se passa como se o satélite estivesse parado no espaço em relação a um observador na Terra.

Para que um satélite entre em órbita é necessário que atinja uma velocidade de pelo menos 28.800 Km/h. Com essa velocidade, se posicionarmos o satélite a 36.000 km de altitude, acima do equador, ele ficará numa órbita geoestacionária.