



Erro! Indicador não definido.



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ANÁLISE E SIMULAÇÃO DE REENTRADAS ATMOSFÉRICAS CONTROLADAS

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

Bolsista – Ariane de Oliveira Braga (ETEP Faculdades, Bolsista PIBIC/CNPq)

E-mail: arianebraga01@hotmail.com

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

E-mail: marcelo@dem.inpe.br

Junho de 2006

SUMÁRIO

	página
CAPÍTULO 1 - Introdução e Motivação.....	04
1.1 -Introdução.....	04
1.2 -Cronologia de Casos Recentes.....	04
1.3- Motivação.....	06
CAPÍTULO 2 - Objetivos e Histórico do Trabalho.....	07
2.1- Objetivos.....	07
2.2- Histórico	07
CAPÍTULO 3 - Metodologia.....	09
3.1 -Introdução.....	09
3.2- Formulação Matemática: Método Numérico.....	09
3.2.1-Decaimento Orbital Controlado Usando a Transferência Inversa de Hohmann.....	09
3.2.2-Decaimento Orbital Controlado Usando a Transferência Inversa de Breakwell.....	11
3.3-Simulações Numéricas.....	11
3.4-Formulação Matemática: Método Geométrico.....	13
CAPÍTULO 4 – Conclusões, Comentários e Sugestões para o Prosseguimento do Trabalho.....	16
Referências Bibliográficas.....	17
Apêndice 1.....	18

LISTA DE FIGURAS

	páginas
Figura 1- Compton Gamma-Ray.....	04
Figura 2- HETE	05
Figura 3- SAC-B.....	05
Figura 4- Desintegração da Estação Espacial MIR.....	05
Figura 5- BeppoSAX	06
Figura 6- Transferência Inversa de Hohmann.....	09
Figura 7- Transferência Inversa de Breakwell.....	11
Figura 8- Construção da Elipse.....	14
Figura 9- Sequência de Órbitas Elípticas.....	15

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO E MOTIVAÇÃO

1.1 INTRODUÇÃO

A reentrada atmosférica trata do retorno de um veículo espacial, por exemplo, um satélite, para dentro da atmosfera da Terra. Se o satélite estiver funcionando e possuir sistema propulsivo, é possível controlar, em parte, o seu decaimento. A ONU solicita aos países e empresas lançadoras de foguetes que colocam satélites em órbita, que planejem meios de desorbitá-los para a reentrada na atmosfera.

Para se ter uma idéia, por ano, caem na Terra entre 150 a 200 toneladas de detritos espaciais artificiais – partes de foguetes, plataformas e satélites, que reentram na atmosfera. A grande maioria, porém, se reduz a cinzas ao cruzar a atmosfera. E o pouco que chega a atingir o solo não costuma causar danos – muito menos ferir pessoas. Mas a minoria já polui as órbitas de interesse.

Por isso torna-se importante o estudo de manobras de atitude e de transferência orbital visando otimizar o decaimento orbital controlado de um satélite; e também o estudo da sua reentrada inteira ou de seus fragmentos, visando impactar uma região segura da superfície da Terra.

1.2- Cronologia de Casos Recentes

Em abril de 1991 foi lançado o Observatório Compton de Raios Gama (Figura 1), que operou por quase 9 anos. Em julho de 2000 ele teve encerradas suas operações devido à falha de um giroscópio. Sendo assim, a NASA decidiu trazer o satélite para a Terra através de uma reentrada controlada onde ele foi programado pra atingir uma área isolada do Oceano Pacífico.



Figura 1 - O Observatório Compton de Raios Gama

Em Novembro de 1996 o satélite HETE (Figura 2) e o satélite argentino SAC-B (Figura 3) foram lançados juntos num foguete de Pegasus, mas ao terceiro estágio o foguete não liberou os dois satélites; HETE e SAC-B foram incapazes de funcionar como projetado, em consequência, suas reentradas não foram de forma controlada.

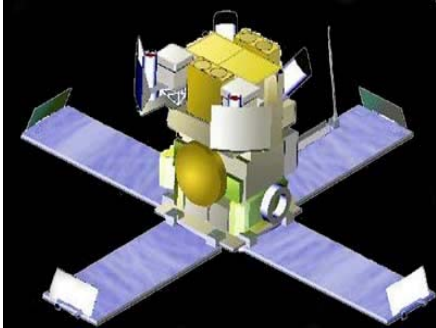


Figura 2 - HETE

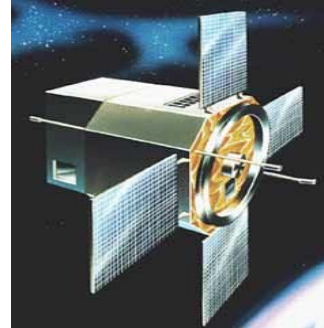


Figura 3- SAC-B

Em março de 2001 a estação espacial MIR de cerca de 135 toneladas reentrou de forma controlada na atmosfera (Figura 4). Na ocasião, os russos frearam intencionalmente a estação espacial com três impulsos sucessivos com objetivo de derrubá-la com segurança sobre o Oceano Pacífico; e ela se desintegrou em milhares de partes nesta região.



Figura 4- Desintegração da Estação Espacial MIR

Em 30 de abril de 2002 o satélite científico italiano BeppoSAX (Figura 5) teve encerradas suas operações, devido à degradação das condições das baterias do satélite e ao seu rápido decaimento orbital, colocando-o em uma altitude onde o controle não é mais possível. Já se previa que o artefato viria ao chão em apenas um ano; de fato, sua reentrada foi em 30 de abril de 2003.

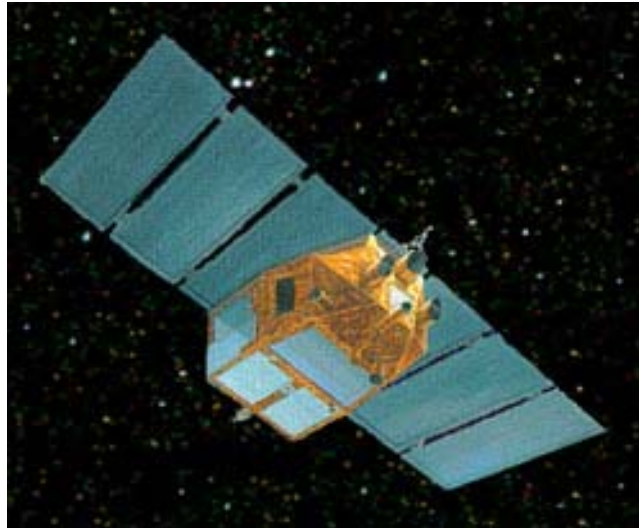


Figura 5- BeppoSAX

1.3-MOTIVAÇÃO

O que motivou esse trabalho foi a necessidade de estudo de manobras de transferência orbital visando o decaimento controlado de um satélite artificial, realizando um consumo mínimo de combustíveis até atingir uma área segura do Oceano Pacífico. Assim, poderemos analisar os problemas de colisão e interferência entre os detritos espaciais e outros objetos encontrados no espaço como satélites, ônibus espaciais, e estações espaciais.

CAPÍTULO 2 – OBJETIVO E HISTÓRICO DO TRABALHO

2.1 -OBJETIVO

Os objetivos desse trabalho são: 1) calcular as manobras de transferência orbital visando o decaimento controlado de um satélite artificial e estudar a sua evolução no tempo, iniciando com a posição do Centro de Massa-C; 2) simular a geração e a propagação de um satélite em final de órbita e início de reentrada na atmosfera. Para tanto, dividimos a análise e as simulações por dois modelos analíticos em duas fases:

1) Fazer o satélite decair a partir de sua órbita nominal até cerca de 120 km-80 km, realizando transferências orbitais biimpulsivas no perigeu e no apogeu (transferências de Hohmann), ou monoimpulsivas no apogeu (transferências de Breakwell), com consumo mínimo de combustível, possivelmente aproveitando a força de arrasto atmosférico.

2) Determinar o melhor posicionamento na órbita a 120 km-80 km de altitude e simular a reentrada do satélite na atmosfera terrestre sem ou com fragmentação, visando atingir uma região segura da superfície da Terra, usualmente no Oceano Pacífico. Depois tentaremos fazer o mesmo por um modelo numérico, para compará-los e ajustar o 1º ao 2º. Com base nesses dados, objetiva-se, posteriormente, observar e interpretar as propriedades básicas desse processo.

2.2-HISTÓRICO

No período entre 01 de agosto de 2002 a 31 janeiro de 2003, o 1º bolsista João Paulo Marques Reginato, iniciou a simulação de detritos espaciais com a utilização do programa KK2TEXT0.C (“Kepler-Kolmogorov 2 em texto”) em linguagem C para PCs com sistema operacional Windows 2000 e linguagem gráfica OpenGL. Este programa KK2TEXT0.C foi adaptado do programa KK.C (“Kepler-Kolmogorov”) em linguagem C para estações de trabalho Sun com sistema operacional UNIX e linguagem gráfica PostScript. Este programa KK.C foi desenvolvido pelo Eng. Danton Nunes (2000), e é responsável por gerar as posições sucessivas das partículas em estudo, ao longo do tempo. A adaptação KK2TEXT0.C foi feita com auxílio do MS Visual C++ 6.0 do ambiente MS Visual Studio 6.0. Posteriormente, João Paulo fez uma outra adaptação, esta com saídas para o ambiente MATLAB através do programa KK2MAT.C (“Kepler-Kolmogorov 2 em Matlab”) em linguagem C para PCs com sistema operacional Windows 2000 e MATLAB 5.x ou superior.

Em 01 de fevereiro de 2003, o 2º bolsista Sandro Felgueiras Castro assumiu esse projeto de pesquisa. Ele iniciou o estudo em manipulação dos softwares STK4.3 e MASTER99, que possuem um banco de dados de “space debris”, capazes de simular detritos em condições reais. Depois teve um estudo aprofundado do programa KK2TEXT0.C, adaptado por João Paulo. Assim, em foi proposto e testado um 1º modelo analítico do movimento dos detritos. Para tanto, foi feito um programa POSIÇÃOESCARTESIANAS em C, com auxílio do MS Visual C++ 6.0 do ambiente MS Visual Studio 6.0, capaz de ler as coordenadas impressas pelo programa KK2TEXT0.C e parametrizar a propagação desses detritos. Os parâmetros utilizados nesse processo foram o tempo e as coordenadas do centro de atração gravitacional. Assumiu-se que cada detrito tinha a mesma velocidade angular constante por trechos. Ainda neste projeto, Sandro calculou a estatística da distribuição de “Detritos Espaciais” e estudou a sua evolução no tempo, iniciando com a posição do Centro de Massa – CM.

Em 01 de dezembro de 2003 o 3º bolsista, Anderson Patrick Alves Pereira, assumiu esse projeto de pesquisa. A seguir, ele iniciou a elaboração e o estudo de um 2º modelo analítico que representaria a propagação dos detritos espaciais. Esse modelo foi idealizado a partir das observações dos resultados do projeto de pesquisa precedente, no qual notou-se que a propagação dos detritos espaciais ocorria segundo a forma de uma elipse deformada (“bananóide”), cujos eixos cresciam segundo alguma taxa, ao mesmo tempo em que a elipse era curvada e rotacionada e o seu centro girava em torno de um ponto (provavelmente o CM da Terra) segundo uma circunferência. Para tanto, ele elaborou o programa ELIPSE.C .

Em 01 de março de 2005, com a 4ª bolsista, Vanessa de Lima Takaoka com estudo de tudo o que havia sido feito pelos 3 bolsistas anteriores visando continuar o projeto anterior. Isto incluiu e enfatizou a compreensão, a execução e o teste dos programas feitos, a elaboração de interfaces amigáveis para facilitar o seu uso e o prosseguimento do estudo e da plotagem do 2º modelo analítico visando a sua comparação com o modelo numérico dos detritos espaciais. Esse modelo foi idealizado a partir das observações dos resultados do projeto de pesquisa precedente, no qual notou-se que a propagação dos detritos espaciais ocorria segundo a forma de uma elipse deformada (“bananóide”), cujos eixos cresciam segundo alguma taxa, ao mesmo tempo em que a elipse era rotacionada e o seu centro girava em torno de um ponto (provavelmente o CM da Terra) segundo uma circunferência.

Em 17 de Fevereiro de 2006, a 6ª bolsista, Ariane de Oliveira Braga, assumiu esse projeto de pesquisa e procedeu conforme a metodologia descrita a seguir.

CAPÍTULO 3 – METODOLOGIA

3.1-INTRODUÇÃO

Em 17 de Fevereiro de 2006, foi iniciado esse projeto de pesquisa seguindo a orientação do Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza. O trabalho atual iniciou-se com um estudo em Mecânica Orbital através da apostila de Kuga e Rao (2000). A seguir, fez-se um estudo de tudo o que havia sido feito pelos bolsistas anteriores visando retomar a execução e continuar o projeto anterior.

3.2-FORMULAÇÃO MATEMÁTICA: MÉTODO NUMÉRICO

Entre diversas estratégias para realizar o decaimento orbital usaremos modelos já existentes envolvendo órbitas circular e elíptica.

3.2.1-Decaimento Orbital Controlado Usando a Transferência Inversa de Hohmann: Nesta transferência, a partir de uma órbita circular, são aplicados dois impulsos necessários para desacelerar o movimento orbital do satélite e levá-lo a outra órbita circular menor, conforme a Figura 6.

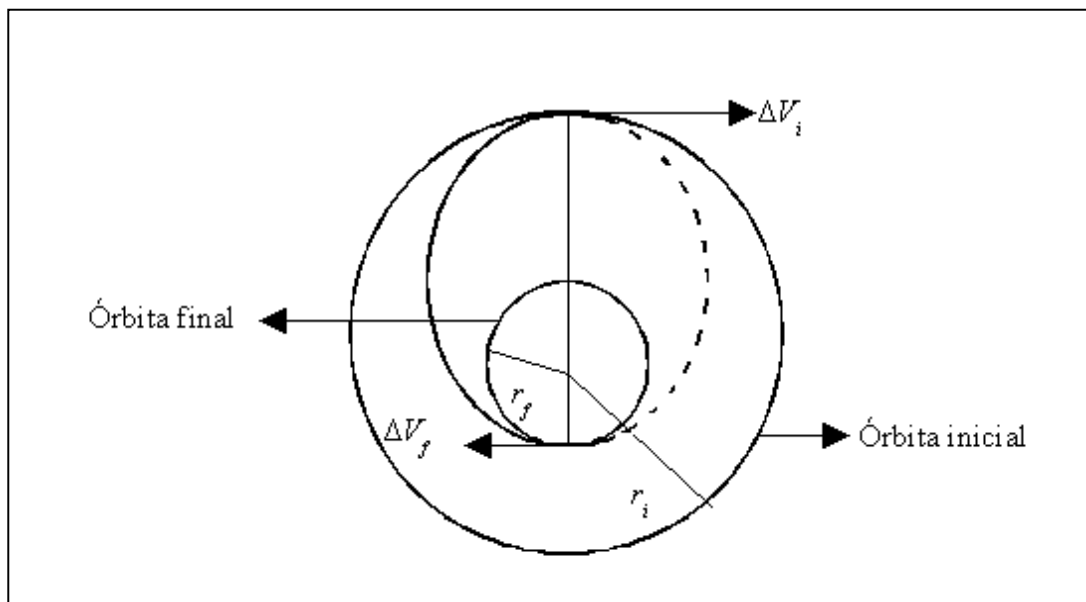


Figura 6- Transferência Inversa de Hohmann

A partir da órbita inicial, o primeiro impulso é aplicado quando o veículo está no apogeu da órbita elíptica de transferência, de acordo com as equações:

$$\frac{\Delta V_i}{V_{c_i}} = \sqrt{\frac{\frac{2 r_f}{r_i}}{1 + \frac{r_f}{r_i}}} - 1$$

Portanto:

$$\frac{\Delta V_i}{V_{c_i}} = \sqrt{\frac{2 r_f}{r_i + r_f}} - 1$$

O segundo impulso é aplicado quando o veículo está no perigeu da órbita elíptica de transferência, e esse impulso circulariza a órbita no raio final desejado, de acordo com as equações:

$$\frac{\Delta V_f}{V_{c_i}} = \sqrt{\frac{1}{\frac{r_f}{r_i}}} - \sqrt{\frac{\frac{2 r_f}{r_i}}{\frac{r_f}{r_i} \left(1 + \frac{r_f}{r_i}\right)}}$$

Portanto:

$$\frac{\Delta V_f}{V_{c_i}} = \sqrt{\frac{r_i}{r_f}} - \sqrt{\frac{2 r_i}{r_i + r_f}}$$

Onde: V_{c_i} é velocidade inicial na órbita circular.

ΔV_i e ΔV_f são os impulsos nas órbitas inicial e final.

r_i e r_f são raios da órbita inicial e da órbita final.

3.2.2-Decaimento Orbital Controlado Usando a Transferência Inversa de Breakwell: Nesta transferência, a partir de uma órbita elíptica, é aplicado um impulso necessários para desacelerar o movimento orbital do satélite e levá-lo a outra órbita elíptica, conforme a Figura 7.

A partir da órbita inicial, o impulso é aplicado quando o veículo está no apogeu da órbita elíptica inicial, reduzindo o perigeu e alterando a excentricidade.

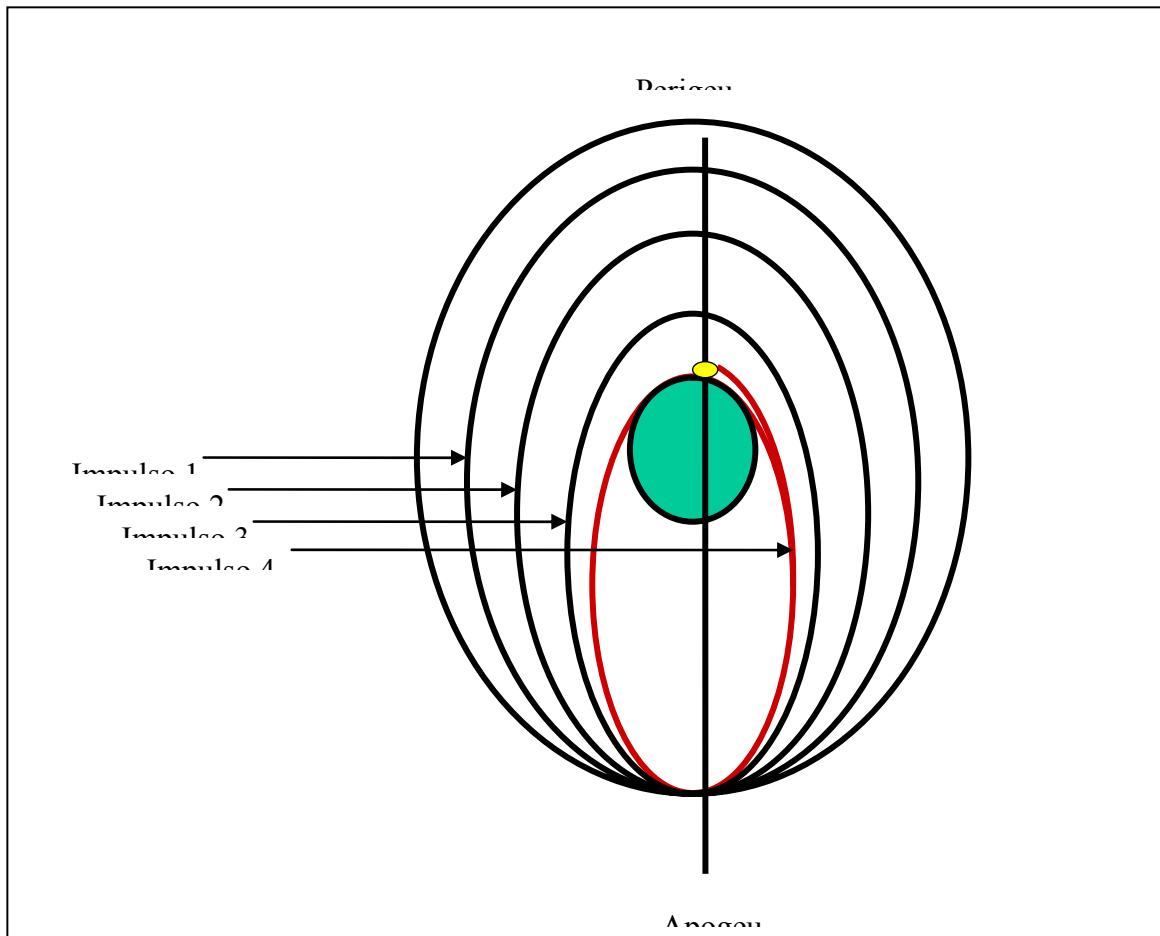


Figura 7- Transferência Inversa de Breakwell

3.3- SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

Como aplicação, citamos o caso recente do Observatório Compton de Raios Gama que em abril de 1991 foi lançado e operou por quase 9 anos. Em julho de 2000 ele teve encerradas suas operações devido a falha de um giroscópio, sendo assim a NASA decidiu trazer o satélite para Terra através de uma reentrada controlada onde ele foi programado pra atingir uma área isolada do Oceano Pacífico.

Quando é dado o impulso perigeu vai diminuindo até que a nave espacial reentre na atmosfera densa e no alvo.

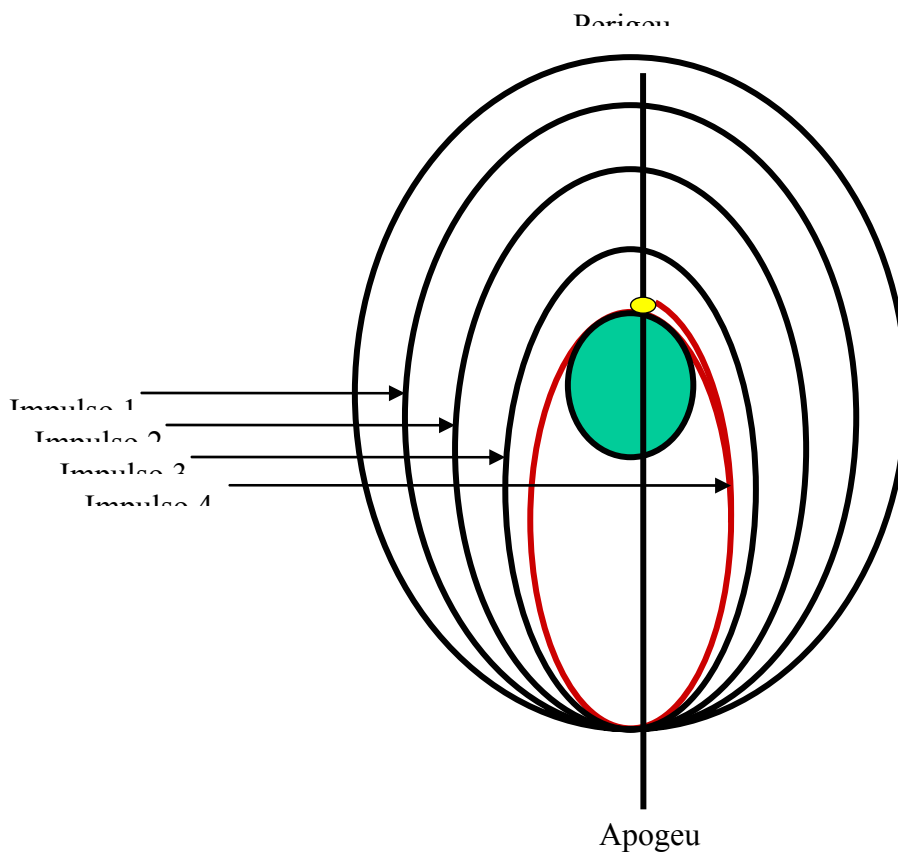


Figura8:Reentrada da nave espacial - vista superior da órbita

Seqüência simplificada da reentrada

Em 28 de maio 2000 - As cargas desnecessárias da nave espacial da configuração/verificação

- Geral da nave espacial (instrumentos) fecharam abaixo
- A engenharia teste-execução a execução
- Vida de uma órbita: diversos anos

Em 30 de maio 2000 - Impulso número 1

- O impulso1 para diminuir o perigeu de 510 km para 350 km
- Vida de uma órbita: ~1 ano

Em 31 de maio 2000 - Impulso número 2

- O impulso 2 para diminuir o perigeu de 350 km para 250 km
- Vida de uma órbita: ~80 dias

Em 4 de junho 2000 - Impulso número 3

- O impulso 3 para diminuir o perigeu de 250 km de 150 km
- Vida de uma órbita: ~3 dias

Em 4 de junho 2000 - Impulso número 4

- A órbita seguinte, executa o impulso 4 para reentrar na atmosfera
- A nave espacial reentra no alvo

3.4 Formulação Matemática: Método Geométrico

Para relacionar as órbitas elípticas inicial=1 e final=2, utilizamos as propriedades geométricas da elipse, dando um valor inicial para (excentricidade) e . Tendo que:

$$c = \sqrt{a^2 - b^2} \qquad e = \frac{c}{a}$$

Onde: a é o semi-eixo maior

b é o semi-eixo menor

c é a distancia do centro da elipse até o foco.

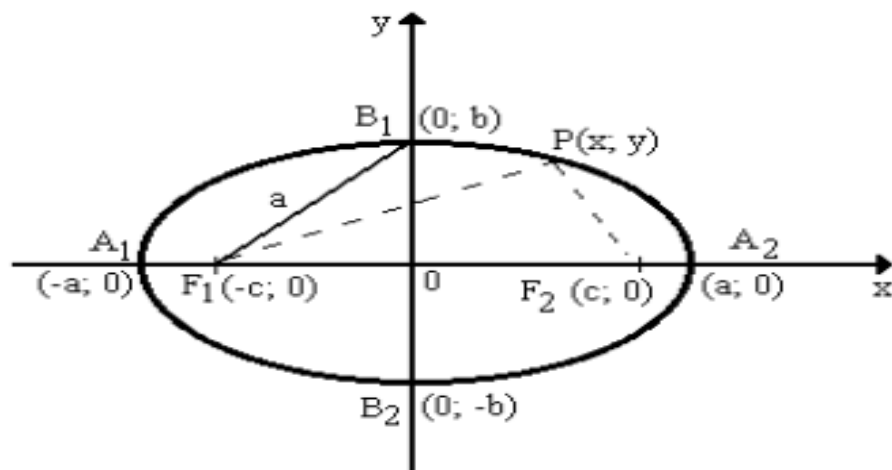


Figura 8- Construção da Elipse

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

equação da elipse em coordenadas polares

Onde: r é a distancia do foco ao centro da elipse em órbita

a é o semi-eixo maior

e é a excentricidade da órbita

f a anomalia verdadeira.

Logo obtemos a equação:

$$a_2 = \frac{a_1(1 + e_1)}{(1 + e_2)}$$

Para rotacionar os eixos da elipse, foi feita uma transformação de coordenadas através do conceito de matrizes de rotação:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}$$

onde x e y são as coordenadas no plano cartesiano, x' e y' são as coordenadas no plano rotacionado e φ é o ângulo de rotação.

De acordo com todas as equações, vide o Apêndice 1, o programa da órbita elíptica que o impulso é aplicado quando o veículo está no apogeu da órbita inicial e reduzindo o perigeu (Figura 9).

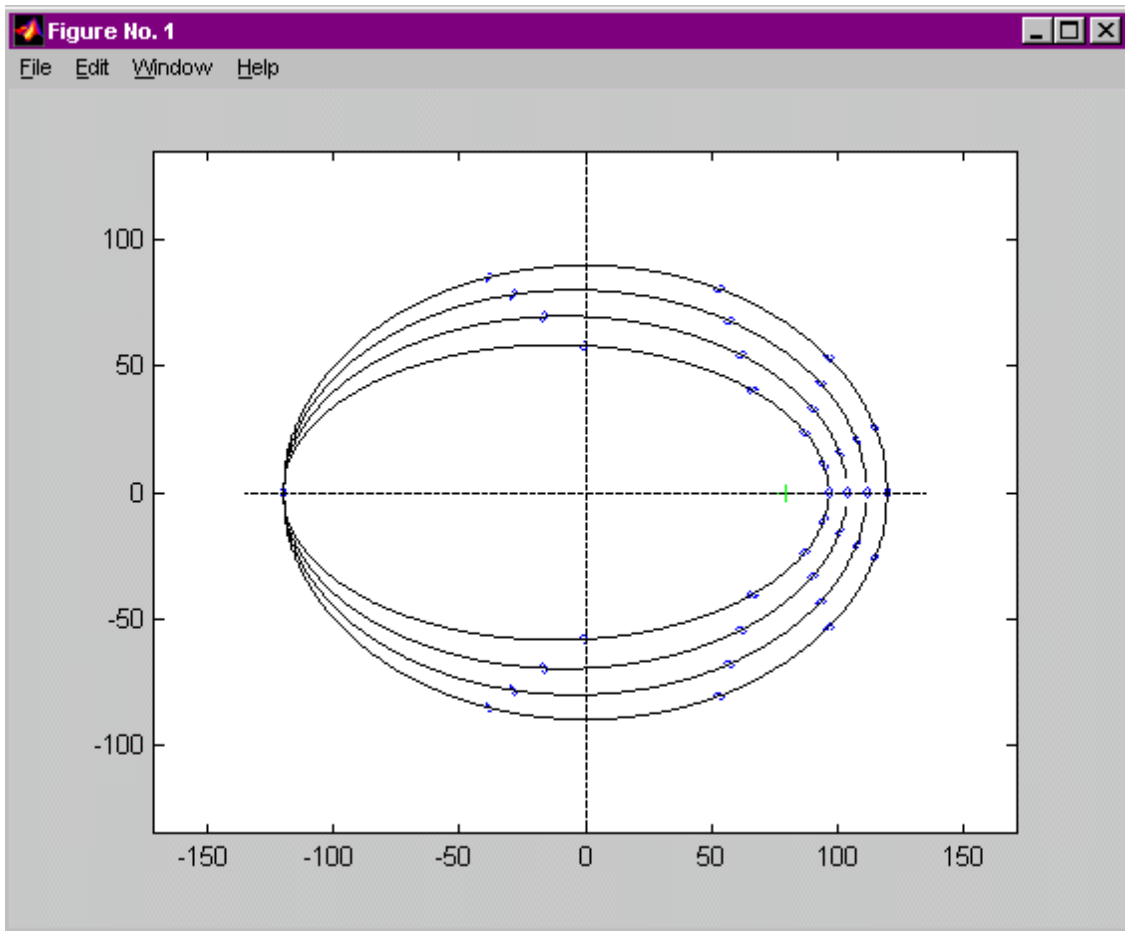


Figura 9- Seqüência de Órbitas Elípticas

CAPÍTULO 4

Conclusões, Comentários e Sugestões para o Prosseguimento do Trabalho

O trabalho foi idealizado a partir das observações dos resultados dos projetos de pesquisa precedentes, nos quais notou-se que a propagação de Detritos Espaciais ocorria segundo a forma de uma elipse progressivamente deformada (“bananóide”), cujos eixos cresciam segundo a alguma taxa, ao mesmo tempo em que a elipse girava em torno do seu Centro de Massa-CM, e este girava em torno de um ponto (provalvemente o Centro de Atração da Terra) segundo a órbita inicial. Os programas foram compreendidos, executados e testados com êxito.

O trabalho atual realizou análise e simulação de reentradas atmosféricas controladas de um satélite em final de órbita e início, utilizando o estudo de manobras de atitude e de transferência orbital visando otimizar o decaimento orbital controlado de um satélite e também o estudo da sua reentrada inteira ou de seus fragmentos, visando impactar uma região segura da superfície da Terra. Para o decaimento orbital controlado usamos a transferência de Hohmann e transferência de Breakwell.

Com base nestes programas e neste 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 BIBLIOGRÁFICAS

- 1) KUGA, RAO, *Introdução à Mecânica Orbital*, INPE, São José dos Campos - SP, 1995.
- 2) JOHNSON, N.L., & MCKINIGHT, D.S. *Artificial Space Debris (Updated Edition)*. Krieger Pub. Co., Malabar, FL, USA, 1991.
- 3) CHOBOTOV, V.A. (ed.) *Orbital Mechanics (2 Ed.)* Reston, VA, USA, AIAA, 1996.
- 4) SOUZA, M.L.O., NUNES, D., *Forecasting Space Debris Distribution: A Measure Theory Approach*, 51st. International Astronautical Congress – IAC. Rio de Janeiro - RJ, 2-6 Out.2000, Paper IAA-00-IAA.6.4.07.
- 5) ROSSER, J.B. (ED.) *Space Mathematics, Part I*. American Mathematical Society, New York, NY, USA, 1996.
- 6) CHANDRASEKHAR, S. *Principles of Stellar Dynamics*. Chicago Univ. Press, Chigaco, IL, USA, 1942; e Dover Pub., New York, NY, USA, 1960.

São José dos Campos, 17 de junho de 2006.

Ariane de Oliveira Braga /Bolsista

Certifico que a aluna Ariane de Oliveira Braga e os seus trabalhos, realizados no período de 17/02/2006 a 31/07/2006, descritos neste Relatório foram plenamente satisfatórios.

Marcelo Lopes de Oliveira e Souza/Orientador

Apêndice1

Programa e simulações da órbita elíptica desenvolvido por Flávio Francesco Soares Schmidt em

Matlab:

```
function orb_elip_ff(n,v,a,b)

%valores recebidos
%n=8; n. de elipses em 1 volta
%v=2; n. de voltas
%a -> semi-eixo horizontal
%b -> semi-eixo vertical

%armazena o valor de xo para manter fixo o perigeu
xp=a; %era xo;
%armazena o valor de yo para alterar a orbita
yp=b; %era yo;

%definicao das variaveis da elipse (foco, excentricidade e distancia)
% a=xo;
% b=yo;
c=sqrt(a.^2-b.^2);
e=c/a;
daf=a.*(1+e); %distancia do apogeu ao foco
el=e;

%inicia o laço de repetição para fazer o giro completo na orbita
for e2=e:0.06:e+6*(v-1)/100

%definicao da orbita eliptica
a=a.*(1+el)/(1+e2);
b=sqrt(a.^2-(e2.*a).^2);

for t=1:1:(n)
w=2.*pi/(n);
%raio=10;
teta=w.*t;

%definicao da distancia do foco ao centro da elipse em orbita
r=(a.*(1-e2.^2))/(1+e2.*cos(teta));

%define o centro de cada elipse na orbita eliptica
xe=e2.*a+(r.*cos(teta));%-(xp-xo);
ye=r.*sin(teta);%-(yp-yo);

%giro equivalente ao angulo percorrido da orbita
giro=-teta;
%definição do crescimento da elipse
ey=2;%+0.02*t*(red+1);
ex=1;%+0.01*t*(red+1);

%elipse base
x=(-ex):0.05:(ex);
ysup=ey.*sqrt(1-((x)/ex).^2);
yinf=-ey.*sqrt(1-((x)/ex).^2);

%elipse rotacionada e reposicionada de acordo com o centro (ex,ey)
x1=xe+x*cos(giro)+ysup.*sin(giro);
x2=xe+x*cos(-giro)+ysup.*sin(-giro);
ysup1=ye-x.*sin(giro)+ysup.*cos(giro);
```

```

yinf1=ye-x.*sin(giro)-ysup.*cos(giro);

%plotagem da figura de cada elipse modificada
plot(x1-(xp-a),ysup1);
hold on;
plot(x2-(xp-a),yinf1);
hold on;
end

%plotagem da orbita para referencia
ey=b;
ex=a;
x=(-ex):0.5:(ex);
ysup=ey.*sqrt(1-((x)/ex).^2);
yinf=-ey.*sqrt(1-((x)/ex).^2);
plot(x-(xp-a),ysup,'-k');
hold on;
plot(x-(xp-a),yinf,'-k');
hold on;
%plotagem do foco de cada orbita
%plot(e2*a-(xp-a),0,'+g'); retirado para teste
plot(e2.*a-(xp-a),0,'+g');
hold on;
%plotagem do centro da orbita (Centro de atração gravitacional)
%plot(0,0,'+g');
%hold on;
%plotagem das linhas de raio do centro da orbita ate o centro de cada elipse
%plot(0:1:xe,0:ye/xe:ye,'r'); %lado direito, onde xe>0
%hold on;
%plot(xe:1:0,ye:ye/xe:0,'r'); %lado esquerdo, onde xe<0
%hold on;

%define valor de e com ultimo valor calculado
e1=e2;
end %laco for
%plotagem dos eixos x e y para orientação, respectivamente
plot(-(xp+15):1:(xp+15),0,'k');
plot(0,-(xp+15):1:(xp+15),'k');
%igualando a escala dos eixos x e y
axis equal
function end

```