

## **Modelagem e Simulação do Agendamento e Despachamento de Manobras Espaciais por Tempo e por Eventos**

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

Anna Carolina Moreira (ETEP, Bolsista PIBIC/CNPq)

E-mail: [annac\\_moreira@hotmail.com](mailto:annac_moreira@hotmail.com)

André Andreatta Germano (DMC/ETE/INPE, Co-orientador)

E-mail: [andre.germano@embraer.com.br](mailto:andre.germano@embraer.com.br)

Marcelo Lopes de Oliveira e Souza (DMC/ETE/INPE, Orientador)

E-mail: [marcelo@dem.inpe.br](mailto:marcelo@dem.inpe.br)

Julho de 2014

## RESUMO

Este trabalho, iniciado em Janeiro de 2012, tem como objetivo estudar o agendamento e despachamento de manobras orbitais por tempo e eventos. Usualmente, um satélite artificial necessita ser manobrado para que possa atingir sua órbita final e realizar sua missão, após ser colocado em uma órbita inicial. Esta tarefa é realizada por estações de rastreamento no solo. Elas planejam tais manobras espaciais e enviam-nas para o satélite executá-las. Para isto, as estações de rastreamento no solo estabelecem o contato com o satélite quando ele passa sobre a região de visibilidade de suas antenas. Uma vez estabelecido o enlace descendente, a estação cria também um enlace ascendente que é utilizado para o envio de telecomandos e a execução de medidas de rastreamento (distância e velocidade). Baseadas nestas medidas, as manobras espaciais são calculadas e telecomandos podem ser enviados para o planejamento (=agendamento) e execução (=despachamento) de tais manobras espaciais visando atingir a órbita final. Estes telecomandos serão executados com base nas medidas de tempo disponíveis a bordo; ou em sinais lógicos denotando a ocorrência de eventos internos ou externos ao satélite. Neste trabalho é apresentado o estudo da programação da modelagem e simulação do agendamento e despachamento da Transferência de Hohmann por tempo e por eventos. Posteriormente, o trabalho pretende apresentar a modelagem e simulação do agendamento e despachamento de uma sucessão de manobras espaciais mais realistas de satélites como os do INPE e analisar os resultados obtidos. A ferramenta utilizada para esse estudo é o software Orbiter. Este é um software livre de programação, modelagem e simulação tridimensional de voos espaciais que utiliza a linguagem de programação Lua. O script utilizado possui os cálculos da transferência de Hohmann e dos processos direto e inverso de posicionamento de um satélite implementados. Os resultados obtidos são coerentes com os resultados reais, revelando um software bastante realista e preciso; capaz de calibrar as manobras, visando realizá-las com êxito e não perder o satélite; e prever algumas das falhas que podem vir a ocorrer nas manobras e assim corrigi-las sempre que possível.

## Lista de Figuras

<b>Figura 1: Relações geométricas do movimento elíptico. ....</b>	<b>7</b>
<b>Figura 2: Elementos orbitais clássicos. Fonte: Aula 05 – Mecânica Celeste; Disponível em: <a href="http://www.fis.unb.br/plasmas/aula05.pdf">http://www.fis.unb.br/plasmas/aula05.pdf</a> .....</b>	<b>8</b>
<b>Figura 3: Transferência de Hohmann. Fonte: Santos (2005) [10]......</b>	<b>10</b>
<b>Figura 4: Transferência Bi-elíptica Tri-impulsiva. Fonte: Santos (2005) [10]. .....</b>	<b>12</b>
<b>Figura 5: Interface inicial do software Orbiter 2010. ....</b>	<b>16</b>
<b>Figura 6: Modo de cabine da espaçonave Atlantis em 3D. ....</b>	<b>17</b>
<b>Figura 7: Modo de cabine da espaçonave Atlantis em 2D. ....</b>	<b>17</b>
<b>Figura 8: Interface de Programação do software Orbiter 2010. ....</b>	<b>18</b>
<b>Figura 9: Console de Programação do software Orbiter executando a simulação. ....</b>	<b>19</b>
<b>Figura 10: Função "launch()" a ser executada. ....</b>	<b>20</b>
<b>Figura 11: Estação de rastreamento de Cuiabá. ....</b>	<b>21</b>
<b>Figura 12: Biblioteca de métodos (comandos) do Orbiter. ....</b>	<b>23</b>
<b>Figura 13: Simulação da órbita inicial no painel da Atlantis. ....</b>	<b>25</b>
<b>Figura 14: Simulação da órbita de transferência no painel da Atlantis. ....</b>	<b>26</b>
<b>Figura 15: Simulação da órbita final no painel da Atlantis. ....</b>	<b>29</b>

## Sumário

<b>1.1. Objetivo .....</b>	<b>4</b>
<b>1.2. Motivação .....</b>	<b>5</b>
<b>2. Histórico.....</b>	<b>6</b>
<b>3. Fundamentação Teórica .....</b>	<b>7</b>
<b>3.1. Introdução a Mecânica Orbital .....</b>	<b>7</b>
<b>3.2. Manobras Orbitais.....</b>	<b>9</b>
<b>3.3. Processo Direto de Posicionamento de um Satélite .....</b>	<b>13</b>
<b>3.4. Cálculo dos elementos orbitais de um satélite a partir de seus vetores de estado (posição e velocidade).....</b>	<b>14</b>
<b>4. O Software Orbiter.....</b>	<b>15</b>
<b>4.1. Interface de Programação.....</b>	<b>19</b>
<b>4.2. Vôo de demonstração .....</b>	<b>20</b>
<b>4.3. Limitações do Software Orbiter .....</b>	<b>21</b>
<b>5. Metodologia Aplicada.....</b>	<b>22</b>
<b>5.1. Estudo do Agendamento e Despachamento de Manobras Orbitais.....</b>	<b>22</b>
<b>5.2. Sequência para o Agendamento e Despachamento de Manobras Orbitais.....</b>	<b>23</b>
<b>Conclusão .....</b>	<b>31</b>

## **1. Introdução**

### **1.1. Objetivo**

O objetivo deste Trabalho de Iniciação Científica é estudar o problema da modelagem e simulação do agendamento e despacho de manobras espaciais por tempo e por eventos e mostrar a importância da modelagem e simulação antes da realização de manobras em satélites. Isso será feito através da modelagem e simulação do agendamento e despacho da correção dos movimentos de um satélite como os do INPE [1-4; 7-14]; e da discussão das sequências de simulação do agendamento e despacho nos ambientes de software Orbiter [5, 6] e, talvez, SimProcess/SimScript [15] e ProModel [16].

### **1.2. Motivação**

Durante a Guerra Fria, a URSS e os EUA, as duas superpotências da época, iniciaram uma competição pela supremacia da tecnologia espacial, conhecida como Corrida Espacial. Tal competição nos proporcionou grandes avanços na exploração espacial. A União Soviética foi o primeiro país a colocar um satélite em órbita no espaço, o Sputnik, em 04/10/1957. A partir de então, vários outros satélites foram postos em órbita com diferentes funções: sensoriamento remoto, coleta de dados, previsão do tempo, comunicação e outros.

Os satélites em órbita necessitam ser controlados de forma que permaneçam em suas órbitas, ou sejam transferidos para outras órbitas, a fim de realizar suas missões. As estações terrenas são as responsáveis pelas atividades de controle em órbita, planejando e executando manobras.

A modelagem e a simulação de manobras orbitais são frequentemente utilizadas para a realização dessas atividades, pois permitem: 1) inferir o comportamento mais próximo do real do sistema analisado; 2) prever possíveis falhas que possam ocorrer nas missões; e 3) corrigi-las sempre que possível.

## **2. Histórico**

Este Projeto de Iniciação Científica foi iniciado em 1º de Dezembro de 2011 sob a orientação do Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza. Durante o mês de Janeiro a Julho de 2012 foi realizado o estudo da apostila de Introdução a Dinâmica Orbital e outras semelhantes [1-4] e a familiarização das ferramentas do software Orbiter e sua linguagem de programação [5-6] e das demais referências bibliográficas sobre 1) manobras orbitais e agendamento e 2) despachamento de manobras orbitais [7-14].

Durante o período de Agosto de 2012 e Janeiro de 2013, foi continuado o estudo do software Orbiter, a realização das simulações de seu manual [5-6] e a familiarização do com a linguagem de programação Lua [15].

Entre Fevereiro e Junho de 2013, foi realizado o estudo da implementação da transferência de Hohmann no Orbiter, utilizando a linguagem Lua [15-16].

E entre Julho de 2013 e Junho de 2014, foi realizado: 1) cálculo dos parâmetros da transferência de Hohmann 2) a implementação em linguagem Lua no algoritmo 3) teste e simulação do algoritmo criado no ambiente Orbiter 4) análise dos resultados obtidos e 5) calibração dos parâmetros da transferência.

### 3. Fundamentação Teórica3.1. Introdução a Mecânica Orbital

A Mecânica Orbital é o estudo do movimento de corpos celestes artificiais, como satélites artificiais e veículos espaciais sob a ação de forças gravitacionais, de arrasto atmosférico, pressão de radiação solar, forças eletromagnéticas, entre outras.

Com base nas observações de Tycho Brahe, Johannes Kepler reformou radicalmente o modelo copernicano ao identificar empiricamente suas três leis que descrevem o movimento dos planetas. Tais leis, então, forneceram umas das bases para Isaac Newton formular a Lei da Gravitação Universal, definindo os processos físicos que governam esse movimento.

Kepler, a partir de estudos do movimento elíptico e da equação da elipse, determinou relações geométricas do movimento elíptico, apresentadas na Figura 1. Elas são:  $r_p$  = raio do perigeu,  $r_a$  = raio do apogeu,  $f$  = anomalia verdadeira,  $a$  = semieixo maior,  $u$  = anomalia excêntrica e  $b$  = semieixo menor. E deduziu, a partir da equação da elipse, que quando a anomalia verdadeira é  $f = 0^\circ$  o satélite está no ponto da trajetória mais próximo da Terra (perigeu) e quando  $f = 180^\circ$  no ponto mais distante (apogeu).

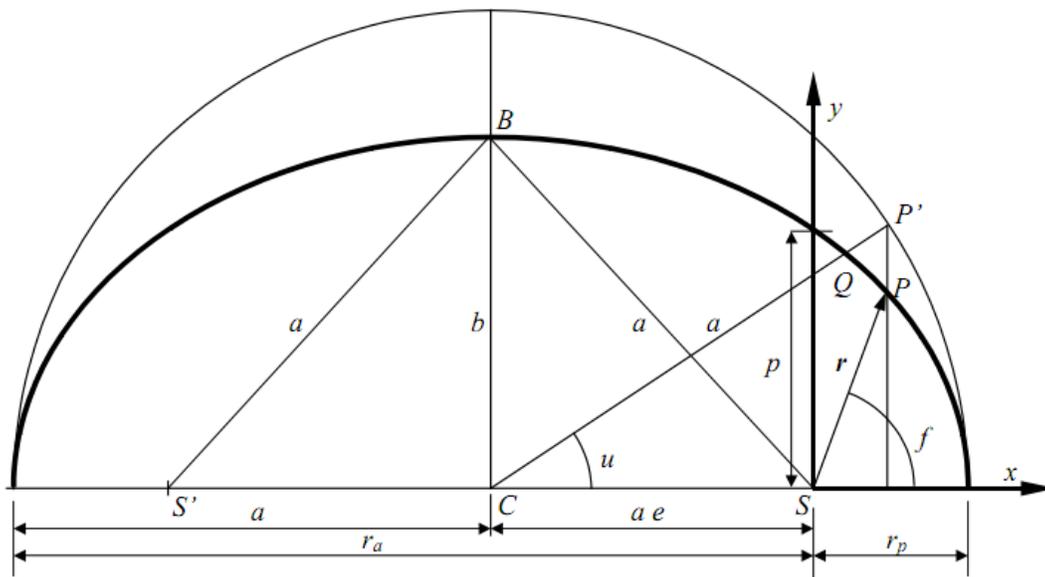
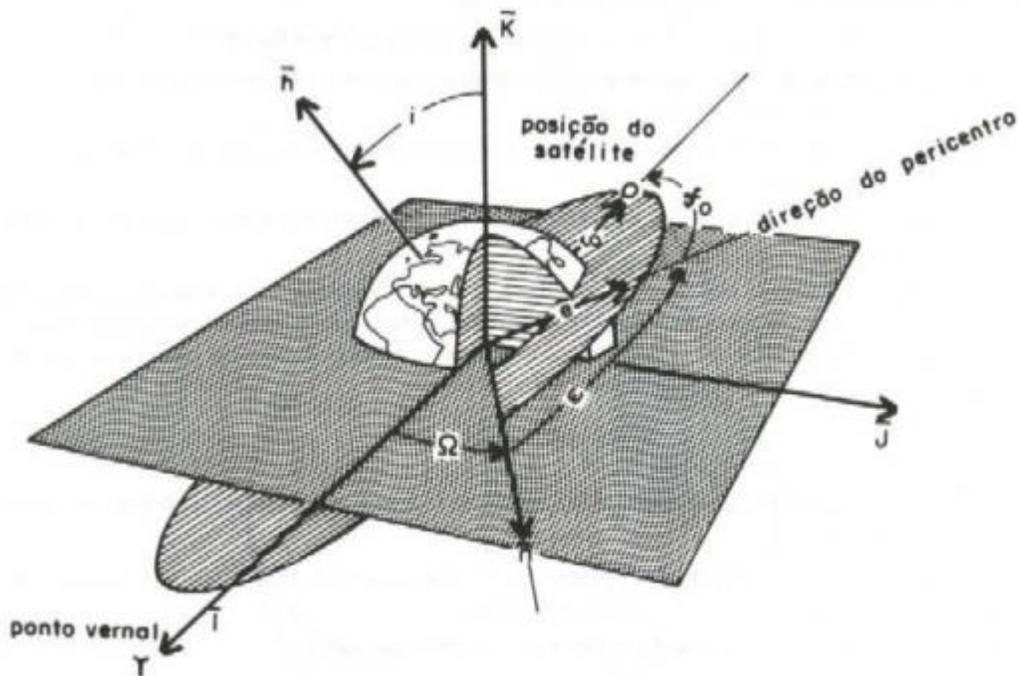


Figura 1: Relações geométricas do movimento elíptico.

A equação de Kepler fornece uma relação entre a anomalia excêntrica e o tempo. Através dela, é possível localizar a posição do satélite em um determinado instante. Outra contribuição importante foi a definição de dados matemáticos que permitem determinar as órbitas dos satélites. Estes dados constituem um sistema de coordenadas que posicionam



completamente o satélite e sua órbita. Veja a Figura 2 abaixo:

**Figura 2: Elementos orbitais clássicos. Fonte: Aula 05 – Mecânica Celeste; Disponível em: <http://www.fis.unb.br/plasmas/aula05.pdf>**

Os elementos orbitais clássicos são:

- 1) Semieixo maior ( $a$ ): define a dimensão da órbita.
- 2) Excentricidade ( $e$ ): define o tipo da órbita.
- 3) Inclinação ( $I$ ): ângulo entre o momento angular orbital e o versor  $k$ .
- 4) Longitude do nodo ascendente ( $\Omega$ ): ângulo, no plano fundamental, entre o versor  $i$  e a direção do nodo ascendente.
- 5) Argumento do pericentro ( $\omega$ ): ângulo, no plano da órbita, entre o nodo ascendente e a direção do pericentro.

???? Tempo de passagem pelo pericentro ( $T$ ): instante em que o corpo retorna ao pericentro.

### **3.2. Manobras Orbitais**

De acordo com Prado (1989) [7], há três tipos básicos de manobras, a saber:

#### 1) Transferência Inicial

Um satélite artificial é geralmente colocado pelo veículo lançador em uma órbita inicial de baixa altitude (Órbita de Estacionamento); e, a partir daí, o mesmo deve ser elevado à sua órbita final com recursos próprios. A primeira manobra será colocar o satélite em uma órbita próxima da nominal, através da alteração de alguns ou de todos os seus elementos orbitais. Essa primeira fase será chamada de “transferência inicial”.

#### 2) Refinamento Final

Uma vez que o satélite se encontre em uma órbita próxima da nominal, passa-se à fase seguinte da missão, que consiste em aplicar pequenos impulsos até que a órbita nominal seja satisfatoriamente atingida. Aqui são feitas alterações no semieixo, excentricidade  $e$ , em alguns casos, no plano orbital. Essa segunda fase será denominada de “refinamento final”; e ela tem, como diferença principal em

relação à anterior, o fato de as amplitudes das manobras serem muito menores. Vale a pena enfatizar a necessidade dessa etapa para o atendimento das especificações de um satélite de sensoriamento remoto, pois é preciso que a posição relativa entre o Sol, a Terra e o satélite garantam heliossincronismo (para garantir condições de iluminação constantes na região observada). É preciso também levar em conta que, para garantir a repetibilidade (isto é, garantir que o satélite passe pelo mesmo ponto da Terra após um certo número de órbitas), é necessário impor certas restrições aos valores do semieixo maior.

### 3) Correções Periódicas

Porém, uma vez atingida a órbita nominal, forças e torques perturbadores indesejáveis, como o arrasto atmosférico, a não esfericidade da Terra, as influências gravitacionais de outros corpos (principalmente a Lua e o Sol), a pressão da radiação da luz solar, etc, fazem com que a órbita se desvie lentamente da nominal e, de tempos em tempos, se faz necessária a execução de manobras de correção. Essa terceira fase consiste em leves alterações dos cinco elementos orbitais e durará enquanto houver combustível, após o que a missão estará terminada.

Neste trabalho, a princípio, vamos dar um enfoque às manobras de transferência inicial. Existem várias formas de se transferir um satélite de uma órbita para a outra, mas os modelos clássicos são todos baseados nos modelos de propulsão com empuxo infinito, como a Transferência de Hohmann e a Transferência Bi-Elíptica Tri-Impulsiva.

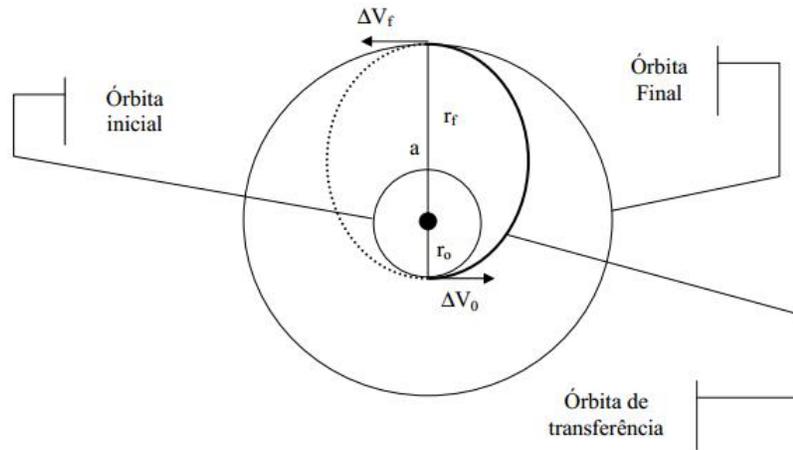
#### 3.2.1. Transferências Orbitais

- **Transferência de Hohmann**

É uma transferência bi-impulsiva entre órbitas keplerianas circulares e coplanares, e ótima apenas quando  $r_f/r_0 < 11,93876$  (Figura 3). E segue os seguintes passos:

- 1) Na órbita inicial, um impulso  $\Delta V_0$  é aplicado na direção do movimento. Com esse impulso o veículo entra em uma órbita elíptica com periapsis  $r_0$  e apoapsis  $r_f$ ;

- 2) O segundo impulso  $\Delta V_f$  é aplicado quando o veículo está no apoapsis e esse impulso circulariza a órbita no raio final desejado.



**Figura 3: Transferência de Hohmann. Fonte: Santos (2005) [10].**

As magnitudes desses impulsos e o tempo de transferência são dados por:

$$\Delta V_0 = V_0 \left| \sqrt{\frac{2 \left( \frac{r_f}{r_0} \right)}{1 + \left( \frac{r_f}{r_0} \right)} - 1} \right|$$

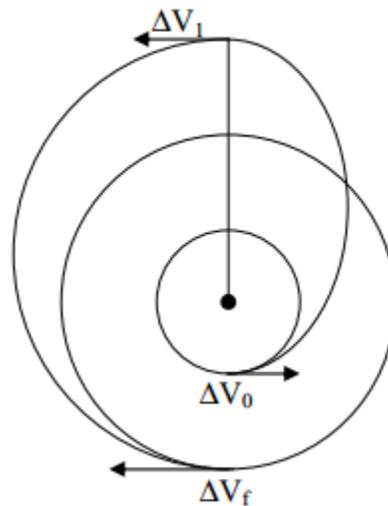
$$\Delta V_f = V_0 \left| 1 - \frac{\sqrt{\frac{2}{\left( \frac{r_f}{r_0} \right) + 1}}}{\sqrt{\frac{r_0}{r_f}}} \right|$$

$$t = \frac{1}{2} \left( \frac{1 + \left( \frac{r_f}{r_0} \right)}{2} \right)^{\frac{3}{2}}$$

- **Transferência Bi-elíptica Tri-impulsiva**

Caso a Transferência de Hohmann não seja ótima devido à razão  $(r_f/r_o) > 1.93876$  entre órbitas circulares e coplanares, a transferência bi-elíptica com três impulsos pode apresentar um menor  $\Delta V$ . Os passos para essa transferência, mostrados na Figura 4, podem ser encontrados em Prado (1989) [7].

- 1) O primeiro impulso  $\Delta V_0$  é aplicado na órbita inicial para colocar o veículo espacial em uma órbita com periapsis  $r_0$  e apoapsis  $r_1$  ( $r_1 > r_0$ );
- 2) Quando o veículo estiver no apoapsis, aplica-se o segundo impulso  $\Delta V_1$  para aumentar a altura do periapsis para  $r_f$ ;
- 3) Enfim, aplica-se o terceiro impulso, na direção oposta ao movimento e com magnitude  $\Delta V_f$ , quando o veículo espacial está no periapsis e esse impulso circulariza o veículo em sua órbita final desejada.



**Figura 4: Transferência Bi-elíptica Tri-impulsiva. Fonte: Santos (2005) [10].**

Os impulsos  $\Delta V_0$ ,  $\Delta V_1$  e  $\Delta V_f$  e o tempo  $\Delta t$  de transferência são dados pelas seguintes equações:

$$\Delta V_0 = \varepsilon_0 \left( \sqrt{\frac{2r_1}{1+r_1}} - 1 \right)$$

$$\Delta V_1 = \left( \sqrt{\frac{2r_f}{r_1(r_f+r_1)}} - \sqrt{\frac{2}{r_1(1+r_1)}} \right)$$

$$\Delta V_f = \varepsilon_f \left( \sqrt{\frac{2r_f}{r_1(r_f+r_1)}} - r_f^{\frac{1}{2}} \right)$$

$$\Delta t = \frac{\pi}{2\sqrt{2\mu}} \left( \sqrt{(r_0+r_1)^3} + \sqrt{(r_1+r_f)^3} \right)$$

Onde:

$$\varepsilon_0 = \text{sinal}(r_1 - 1)$$

$$\varepsilon_f = \text{sinal}(r_1 - r_f)$$

### .3. Processo Direto de Posicionamento de um Satélite

De acordo com Pilchowski (1981) [8], o processo direto consiste em, dados os elementos keplerianos da órbita *a* semi-eixo maior, *e* excentricidade, *i* inclinação,  $\omega$  argumento do perigeu,  $\Omega$  longitude do nodo ascendente e *M* anomalia média) mais a época *t*, calcular a posição e a velocidade do satélite:

- Tendo o semi-eixo maior *a*, pela terceira lei de Kepler  $n^2 a^3 = \mu$ ,  $\mu = 398603 \text{ km}^3/\text{s}^2$ , calcula-se o *n*.
- Calculado *n* e sendo dados *t* e *T* (passagem pelo perigeu), calcula-se *M*.

- c) Conhecidos  $M$  e  $e$ , resolve-se a equação transcendente de Kepler  $M = u - e \sin u$ , determinando-se  $u$ .
- d) Com a expressão  $r = a (1 - e \cos u)$ , calcula-se  $r$  e finalmente, fazendo-se uso das Expressões I e II,

$$X_i = A_i (\cos u - e) + B_i \sin u$$

$$\dot{X}_i = \frac{an}{r} (-A_i \sin u + B_i \cos u)$$

Para  $i = 1, 2, 3$  correspondendo a X, Y e Z.

Sendo que:

$$A_x = a R_{11} ; B_x = a \sqrt{1 - e^2} R_{12}$$

$$A_y = a R_{21} ; B_y = a \sqrt{1 - e^2} R_{22}$$

$$A_z = a R_{31} ; B_z = a \sqrt{1 - e^2} R_{32}$$

E  $R_{ij}$  representa um elemento da matriz de rotação R ( $\Omega, i, \omega$ ).

Assim:

$$r = \sqrt{(X^2 + Y^2 + Z^2)}$$

$$v = \sqrt{(\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2)}$$

E  $\mathbf{r}$  e  $\mathbf{v}$  estão determinados. **3.4. Cálculo dos elementos orbitais de um satélite a partir de seus vetores de estado (posição e velocidade)**

De acordo com Schweiger (2010) [6], sejam  $\mathbf{r}$  e  $\mathbf{v}$  os vetores posição cartesiana e velocidade, respectivamente, de um objeto em órbita em coordenadas do plano de referência que se pretende obter os elementos orbitais (plano equatorial ou plano da eclíptica).

Calculam-se os vetores auxiliares:

- Momento angular  $\mathbf{h}$

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v}$$

- Vetor que aponta para o nodo ascendente  $\mathbf{n}$ :

$$\mathbf{n} = \mathbf{z} \times \mathbf{h}$$

- Vetor excentricidade (apontando em direção ao periápice)  $\mathbf{e}$ :

$$\vec{e} = \frac{1}{\mu} * \left[ \left( v^2 - \frac{\mu}{|r|} \right) * \vec{r} - (\vec{r} * \vec{v}) * \vec{v} \right]$$

Sendo  $\mu = GM$ ,  $G$  é a constante gravitacional e  $M$  é a massa do corpo central (desprezando a massa da nave).

- Semieixo maior  $a$ :

$$a = \frac{-\mu}{2E}, \text{ com } E = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{|r|}$$

- Excentricidade  $e$ :

$$e = |\mathbf{e}| \text{ ou } e = \sqrt{1 + \frac{2Eh^2}{\mu^2}}$$

- Inclinação  $i$ :

$$i = \arccos \frac{h_z}{|h|}$$

- Longitude do nodo ascendente  $\Omega$ :

$$\Omega = \arccos \frac{n_x}{|\mathbf{n}|} \quad (\text{se } n_y < 0, \text{ então } \Omega = 2\pi - \Omega)$$

- Argumento do periélio  $\omega$ :

$$\omega = \arccos \frac{\vec{n} \cdot \vec{e}}{|\vec{n}| |\vec{e}|}$$

- Anomalia média  $M$ :

$$M = E - e \sin E$$

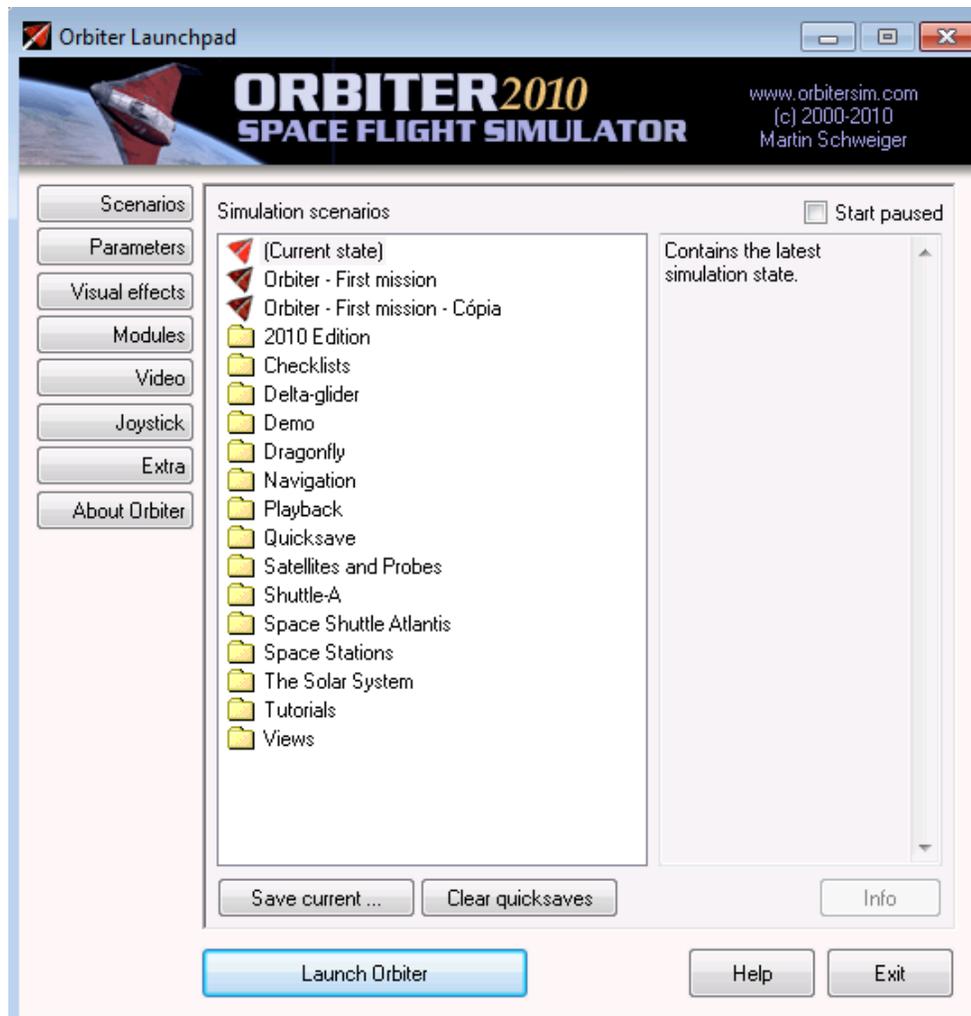
- Longitude do perigeu  $\varpi$ :

$$\varpi = \Omega + \omega$$

#### **4. O Software Orbiter**

O Orbiter é um software livre de simulação tridimensional de vôos espaciais. Tal software permite-nos observar fielmente certos fenômenos físicos, tais como a gravidade, perturbações atmosféricas, atração gravitacional dos planetas, etc. É possível dentro do ambiente do software Orbiter incluir e modificar espaçonaves e satélites, de modo a fornecer um leque considerável de opções de simulação. A interface de programação nos garante precisão nas simulações e os vôos podem ser gravados para revisão posterior.

A Figura 5 mostra o menu inicial do software Orbiter 2010:



**Figura 5: Interface inicial do software Orbiter 2010.**

Para nos familiarizarmos com o software Orbiter executaremos alguns exemplos iniciais.

**Exemplo 1:** A princípio, iremos usar a nave Atlantis, do software Orbiter para realizar as primeiras manobras deste trabalho. Para abrir a interface de lançamento desta espaçonave, abre-se a pasta “Space Shuttle Atlantis” dentro do menu do software Orbiter , e seleciona-se “Launch Orbiter”. Então, o simulador será executado.

Em seguida, através do atalho de teclado F1, é possível acessar os modos de cabine da



espaçonave Atlantis, mostradas na Figura 6 e Figura 7.

**Figura 6: Modo de cabine da espaçonave Atlantis em 3D.**



As Figuras 6 e 7 mostram as opções de visualização das cabines virtuais da espaçonave Atlantis, alternadas pelo F8 do teclado. A primeira (Figura 6) é a visão interior da espaçonave, composta por botões e por dois monitores multifuncionais (MFDs); a segunda (Figura 7) mostra apenas dois monitores multifuncionais. É possível controlar a espaçonave manualmente através de comandos do teclado, do joystick ou utilizando os botões do console mostrado no modo de cabine tridimensional. Porém, o enfoque do trabalho é na interface de programação que o software Orbiter possui, que nos permite fazer simulações precisas e mais próximas da realidade do agendamento e despacho de manobras

**Figura 7: Modo de cabine da espaçonave Atlantis em 2D.**  
**orbitais. Esta será descrita a seguir.4.1. Interface de Programação**

Através do comando de atalho Ctrl+F4, podemos selecionar a opção “Lua Console Window” e apertar o botão OK, o que nos abrirá o console de programação do software Orbiter, como se vê na Figura 8.

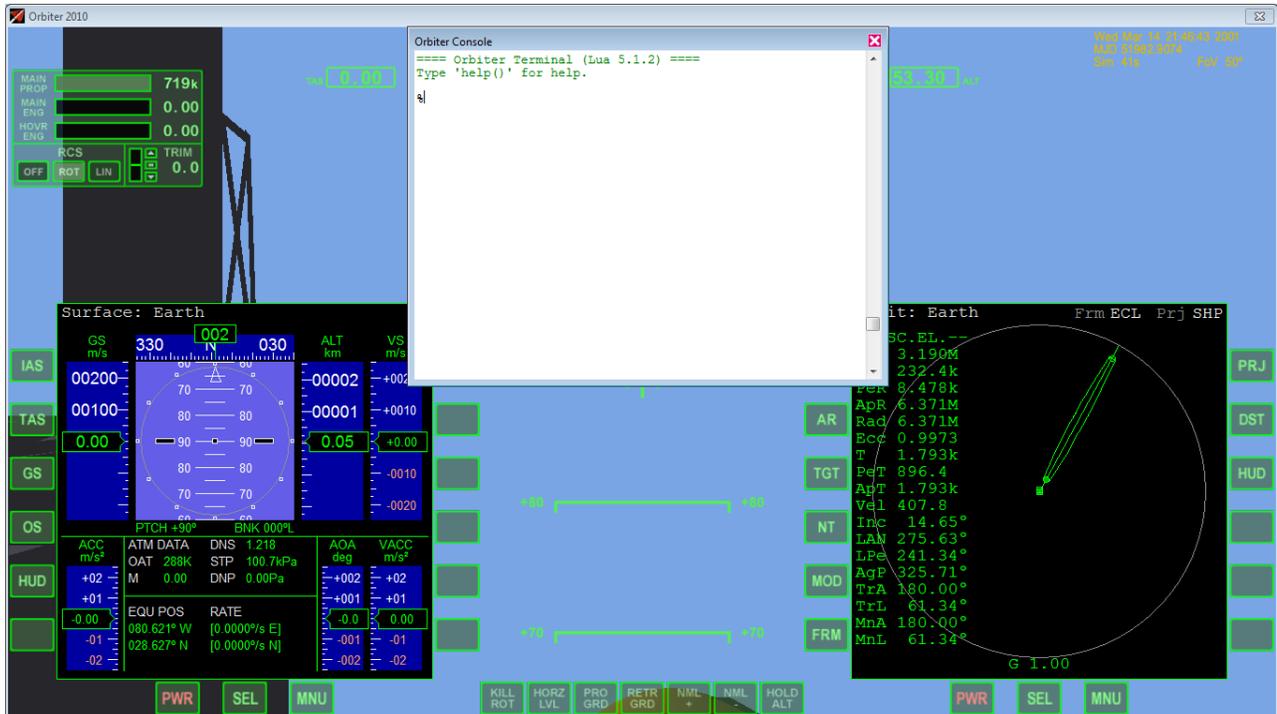
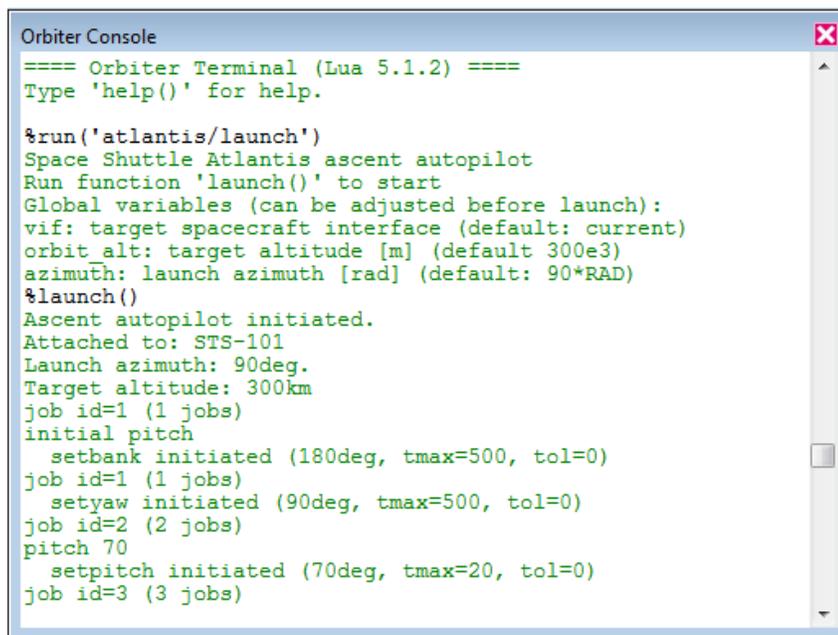


Figura 8: Interface de Programação do software Orbiter 2010.

A janela do console nos permite inserir os comandos para a simulação do vôo ou então importar o algoritmo em questão de um arquivo de extensão “.lua” através do comando run <local do script>. A linguagem de programação utilizada pelo software Orbiter é a Lua, que é uma linguagem orientada a objetos, leve e reflexiva.**4.2. Vôo de demonstração**

Podemos realizar uma simulação de vôo pré-existente para esclarecer e ilustrar os comandos do software Orbiter, utilizando-se do script “atlantis.lua”, como vemos na Figura 9.



```
Orbiter Console
==== Orbiter Terminal (Lua 5.1.2) ====
Type 'help()' for help.

%run('atlantis/launch')
Space Shuttle Atlantis ascent autopilot
Run function 'launch()' to start
Global variables (can be adjusted before launch):
vif: target spacecraft interface (default: current)
orbit_alt: target altitude [m] (default: 300e3)
azimuth: launch azimuth [rad] (default: 90*RAD)
%launch()
Ascent autopilot initiated.
Attached to: STS-101
Launch azimuth: 90deg.
Target altitude: 300km
job id=1 (1 jobs)
initial pitch
  setbank initiated (180deg, tmax=500, tol=0)
job id=1 (1 jobs)
  setyaw initiated (90deg, tmax=500, tol=0)
job id=2 (2 jobs)
pitch 70
  setpitch initiated (70deg, tmax=20, tol=0)
job id=3 (3 jobs)
```

**Figura 9: Console de Programação do software Orbiter executando a simulação.**

O comando %run(‘atlantis/launch’) irá carregar o script “launch.lua”, presente no diretório “Atlantis”. Ao carregar tal script, ainda é possível alterar determinadas variáveis como a altitude da órbita, o ângulo de lançamento, entre outros.O comando “%launch()” irá então executar a função “launch ()”, presente no script “launch.lua”.

```

function launch ()
  term.out('Ascent autopilot initiated.')
  term.out('Attached to: '..vif:get_name())
  term.out('Launch azimuth: '..azimuth*DEG..'deg.')
  term.out('Target altitude: '..orbit_alt*1e-3..'km')
  if vif:get_classname() ~= 'Atlantis' then
    term.out('**** WARNING: Unexpected vessel type')
    term.out('**** '..vif:get_classname())
  end
  ascent(vif)
  if do oms1==true then
    oms_burn1 (vif,orbit_alt)
    if do oms2==true then
      oms_burn2 (vif,orbit_alt)
    end
  end
end
term.out('Exit launch autopilot.')
end

```

Figura 10: Função "launch()" a ser executada.

O script mostrado na Figura 10 segue uma sequência clara de execução de funções, de modo a permitir que a espaçonave entre em órbita com a Terra. É possível acompanhar todo o trajeto da espaçonave pelo software Orbiter o que facilita a compreensão e a correção de possíveis erros. Através dos comandos da linguagem Lua, é possível otimizar a simulação e introduzir funções que executam as ordens dadas de maneira precisa, o que faz do software Orbiter não apenas um simulador preciso como uma ferramenta interessante para o desenvolvimento de lançamentos e voos agendados.

#### 4.3. Limitações do Software Orbiter

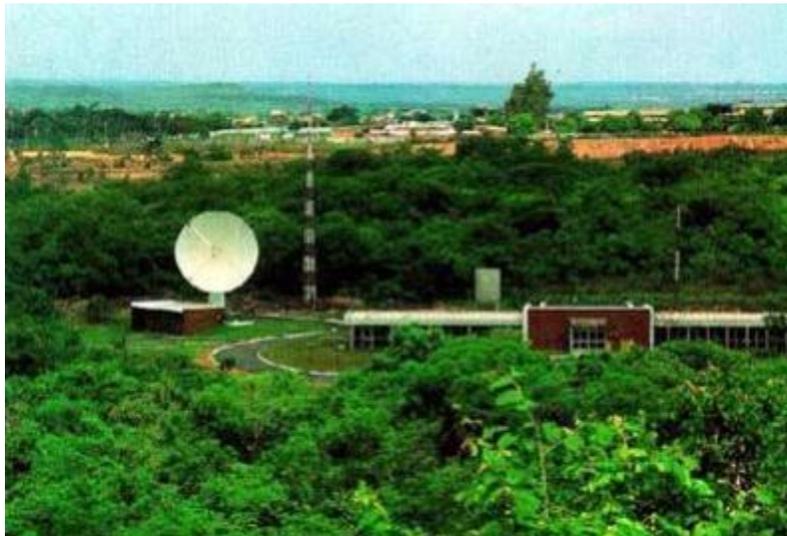
O software Orbiter possui certas limitações devido à reduzida quantidade de corpos celestes, já que o sistema solar apresentado consiste no Sol, os oito planetas e suas luas principais. Planetas-anões, asteroides e cometas não estão incluídos no sistema solar junto com o simulador, porém podem ser incluídos como "add-nos". O software Orbiter foi designado, principalmente, para a simulação de vôo de órbita de baixa altitude e espaço interplanetário. A simulação de vôo atmosférico não é tão boa quanto à de simuladores de vôo dedicados a tal tarefa, e o vôo interestelar ainda não possui muito suporte, o que pode mudar no futuro.

## **5. Metodologia Aplicada**

### **5.1. Estudo do Agendamento e Despachamento de Manobras Orbitais**

Segundo Rodrigues [9], as atividades de operação de satélites artificiais podem ser comandadas por centros de controle terrenos (Figura 11) denominados estações de solo. Todas as ações de controle são planejadas, coordenadas e executadas por essas estações. Planejar e executar, neste caso, é o mesmo que agendar e despachar.

As estações possuem antenas e outros equipamentos necessários para estabelecer a comunicação com os satélites monitorados. Quando o satélite se encontra sobre a região de visibilidade dessas antenas, os sinais de telemetria enviados pelo satélite são recebidos, analisados e armazenados com o auxílio de softwares. As estações também enviam telecomandos e executam as medidas de localização do satélite em tempo real. Para que estas atividades sejam realizadas de forma satisfatória é muito importante que seja feito um minucioso planejamento (agendamento) e uma cuidadosa execução (despachamento).



**Figura 11: Estação de rastreio de Cuiabá.**

## **5.2. Sequência para o Agendamento e Despachamento de Manobras Orbitais**

Com base no estudo do artigo do Dr. Hélio Koiti Kuga aplicado ao satélite CBERS 1 do INPE [12], e no trabalho realizado, anteriormente, por Mary Ellen Rodrigues sobre este tema [9], a sequência para o agendamento e despachamento de manobras orbitais segue os seguintes passos:

Passo 1: As manobras são planejadas e desenvolvidas nas estações terrenas, também conhecidas como estações de solo;

Passo 2: Depois, elas são ordenadas e organizadas de acordo com a necessidade de execução de cada uma delas;

Passo 3: A seguir os dados são enviados, um por vez, ao satélite, porém cada um contendo muitas informações. Ao chegar ao satélite, eles são armazenados para serem executados (despachados) segundo o planejamento (agendamento);

Passo 4: Depois da execução dos dados telecomandados, a estação confere os dados de telemetria que revelam o estado atual de funcionamento do satélite a fim de analisar os resultados da missão;

Passo 5: Todos os arquivos históricos de missão são armazenados em bancos de dados para uma posterior análise.

## **5.3. Modelagem e simulação do agendamento e despachamento da transferência de Hohmann utilizando o console de programação Lua do ambiente Orbiter**

A modelagem e simulação do agendamento e despachamento de uma manobra espacial dentro do ambiente Orbiter, utilizando o console Lua deve seguir comandos pré-existentes na biblioteca, mostrada na Figura 12.

## Vessel methods

This list contains methods that can be applied to objects of type vessel. In the following, variable *v* is assumed to be a valid vessel object (see [vessel\\_get\\_interface](#)).

<a href="#">v.get_handle</a>	Returns a handle to the vessel object.
<a href="#">v.send_bufferedkey</a>	Sends a keystroke message to the vessel.
<a href="#">v.get_gravityref</a>	Returns a handle to the main contributor of the gravity field at the vessel's current position.
<a href="#">v.get_surfaceref</a>	Returns a handle to the surface reference object (planet or moon).
<a href="#">v.get_altitude</a>	Returns the current vessel altitude.
<a href="#">v.get_pitch</a>	Returns the current pitch angle.
<a href="#">v.get_bank</a>	Returns the current bank angle.
<a href="#">v.get_yaw</a>	Returns the current yaw (heading) angle.
<a href="#">v.get_angvel</a>	Returns the current angular velocity components.
<a href="#">v.set_angvel</a>	Resets the current angular velocity components.
<a href="#">v.get_elements</a>	Returns osculating orbital elements.
<a href="#">v.get_elementsex</a>	Returns osculating orbital elements and additional orbital parameters.
<a href="#">v.set_elements</a>	Set vessel state (position and velocity by means of a set of osculating orbital elements).
<a href="#">v.get_progradedir</a>	Returns the direction of the orbital velocity vector in vessel coordinates.

**Figura 12: Biblioteca de métodos (comandos) do Orbiter.**

A modelagem e simulação do agendamento e despacho da transferência de Hohmann por tempo e eventos será realizada pela Atlantis, uma nave pré-criada existente no Orbiter. O algoritmo será programado em linguagem Lua, e tem por objetivo transferir a nave de uma órbita circular de altitude 407,4 km para uma nova órbita circular de altitude 600 km, através da Transferência de Hohmann.

Primeiramente, é necessário estabelecer as configurações iniciais da nave que será manobrada através da criação de um “Scenario”, subpasta dentro do diretório Orbiter. Um "Scenario" define a configuração inicial de uma sessão de simulação (a data, posições espaciais, velocidades e outros parâmetros).

Considerando os parâmetros da órbita inicial (Tabela 1):  $a = 6778$  km,  $e = 0$ ,  $i = 0$ , e por consequência,  $\Omega$ ,  $\omega$  e  $M$  se reduzem a zero também, através do método direto de posicionamento de satélite (item 2.2.2.), acha-se os vetores velocidade e posição,  $\mathbf{r}$  e  $\mathbf{v}$ , da nave, em metros e metros por segundo, respectivamente:

$$\mathbf{r} = 6778165 \hat{i} \text{ e } \mathbf{v} = 7668.565089 \hat{j}$$

**Tabela 1: Parâmetros orbitais da órbita inicial.**

a	e	i	$\omega$	$\Omega$	M
---	---	---	----------	----------	---

6778 km	0	0	0	0	0
---------	---	---	---	---	---

Agora, com o “Scenario” configurado, os impulsos serão aplicados:

i. 1º impulso

Em órbita circular (Figura 13), a nave receberá o 1º impulso que é obtido pelo cálculo da transferência de Hohmann, mostrado no item 2.2.1.

Para acrescentar esse impulso na nave, faz-se o cálculo dos elementos orbitais a partir dos vetores de posição e velocidade (item 2.2.3), utilizando agora a velocidade da órbita inicial somada a variação de velocidade calculada, e a posição final desejada, 7375 km.

Através de comando “set\_elements”, os novos parâmetros são implementados (Tabela 2), transferindo a nave para a órbita de transferência (Figura 14).

**Tabela 2: Parâmetros orbitais da órbita de transferência.**

a	e	i	$\omega$	$\Omega$	M
7078 km	0,0424	0	0	0	0

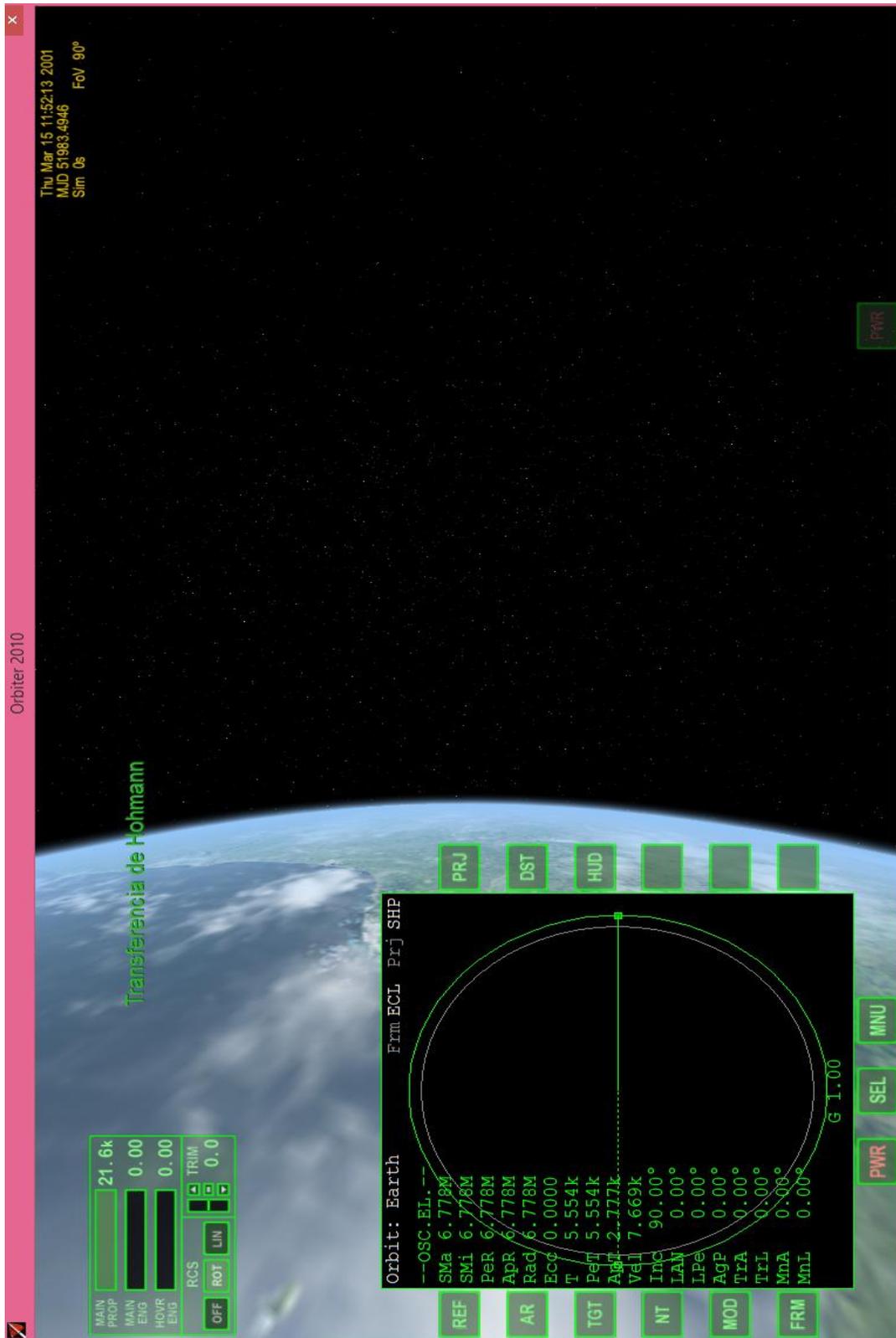


Figura 13: Simula\u00e7\u00e3o da \u00f3rbita inicial no painel da Atlantis.

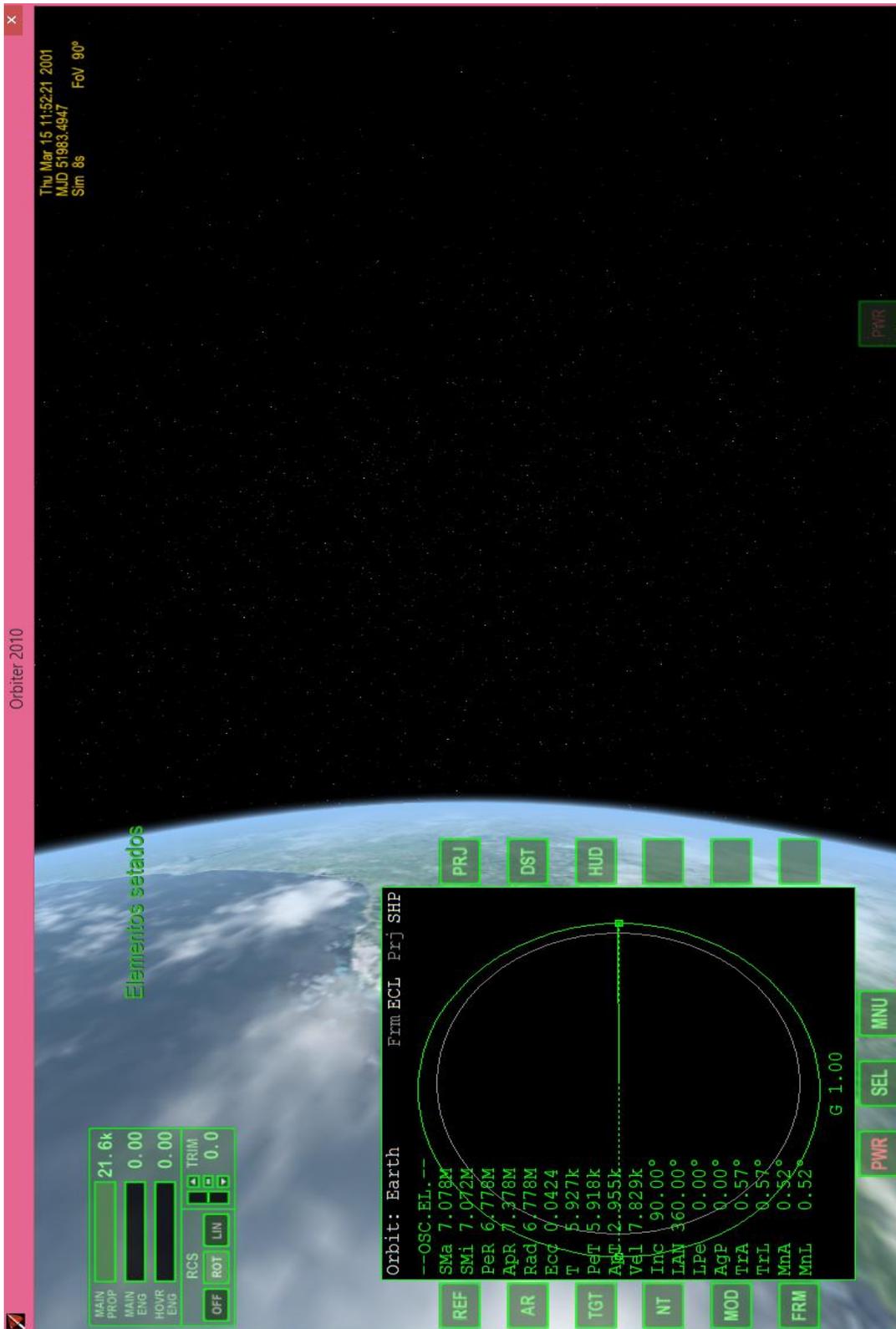


Figura 14: Simulação da órbita de transferência no painel da Atlantis.

ii. 2º impulso

Agora, na órbita de transferência elíptica, a nave receberá o 2º impulso, que é obtido pelo cálculo da transferência de Hohmann, mostrado no item 2.2.1., quando chegar em seu apoápice.

Para acrescentar o impulso na nave, assim como no primeiro impulso, faz-se o cálculo dos parâmetros orbitais a partir dos vetores de posição e velocidade (item 2.2.3), utilizando, agora, a velocidade do apoápice da órbita elíptica de transferência mais a variação de velocidade encontrada pelo cálculo de Hohmann, e a posição sendo a posição final desejada, 7460 km.

Através do comando “set\_elementsex”, os novos parâmetros (Tabela 3) são implementados no algoritmo, transferindo a nave para a órbita final (Figura 5).

Tabela 3: Parâmetros orbitais da órbita final.

a	e	i	$\omega$	$\Omega$	M
7460 km	0	0	0	0	0



Figura 15: Simulação da órbita final no painel da Atlantis.

O objetivo deste trabalho foi apresentar o estudo da modelagem e simulação do agendamento e despacho da transferência de Hohmann e por eventos, particularmente através do software Orbiter. Através da análise dos resultados obtidos, o software se revela bastante preciso, capaz de calibrar as manobras, visando realizá-las com êxito e não perder o satélite; e prever algumas das falhas que podem vir a ocorrer nas manobras e assim corrigí-las sempre que possível.

Posteriormente, com base neste programa, objetiva-se realizar a modelagem e simulação do agendamento e despacho de manobras por tempo e eventos em satélites reais, como os do INPE.

## Referências Bibliográficas

- [1] KUGA, H.K., RAO, K.R., CARRARA, V. **Introdução à Dinâmica Orbital (2ª. ed.)**. INPE, São José dos Campos, SP, 2008.
- [2] WINTER, O.C. (editor). **Apostila de Dinâmica Orbital e Planetologia**, UNESP, Guaratinguetá, SP, 2004.
- [3] PRADO, A.F.B.A, KUGA, H.K. **Fundamentos de Tecnologia Espacial**. INPE, São José dos Campos, SP, 2001.
- [4] Site <http://www.fis.unb.br/plasmas/aula05.pdf>. Acessado em Janeiro/2012.
- [5] SCHWEIGER, M. **Interview-with-Orbiter-Sim-Creator**. Disponível em: <http://techhaze.com/2010/06/interview-with-orbiter-sim-creator-martin-schweiger/>. Acessado em 10/Julho/2012.
- [6] SCHWEIGER, M. **Orbiter Space Flight Simulator 2010 Edition User Manual**. Disponível em: <http://orbit.medphys.ucl.ac.uk/download/Orbiter.pdf> . Acessado em 10/Julho/2012.
- [7] PRADO, A.F.B.A. **Análise, Seleção e Implementação de Procedimentos que visem Manobras Ótimas de Satélites Artificiais**. Dissertação de Mestrado. INPE, São José dos Campos, SP, 1989.
- [8] PILCHOWSKI, H.U., SILVA, W.C.C., FERREIRA, L.D.D. **Introdução à Mecânica Celeste**. INPE, São José dos Campos, SP, 1981.
- [9] FONSECA, J.B.S. **Manobras de Órbita e Atitude de Satélites Artificiais**. In: SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DO INPE (SICINPE), INPE, São José dos Campos, SP, 2010, Papel. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/38A2F7B>>. Acessado em Junho/2012.
- [10] RODRIGUES, M.E. **Modelagem e simulação do agendamento e despacho de Manobras espaciais por tempo e eventos**. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica. (PIBIC/CNPQ). INPE, São José dos Campos, SP, Julho de 2011.

- [11] SANTOS, D.P.S. **Aplicações em Manobras Espaciais do Problema de Múltiplos Encontros**. Dissertação de Mestrado. INPE, São José dos Campos, SP, 2005.[11] SANTOS, M.P. **Introdução à Simulação Discreta**. Material de apoio. Universidade do Estado do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, RJ, 1999.
- [12] KUGA, H.K., ORLANDO, V. **Orbit Control of CBERS-1 Satellite at INPE**. In: XVI INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, Pasadena, USA, 2001, Pasadena, USA.
- [13] ZHU, K.J., LI, J.F., BAOYIN, H.X., **Satellite Scheduling Considering Maximum Observation Coverage Time and Minimum Orbital Transfer Fuel Cost**. Acta Astronautica, Janeiro/2009.
- [14] RODRIQUEZ, M.D., BORRAJO, D., MEZIAT, D., **An AI Planning- based Tool for Scheduling Satellite Nominal Operations**. AI Magazine, Volume 25, Number 4. 2004.
- [15] Ierusalimschy, R. **Uma Introdução à Programação em Lua**. Disponível em: <http://www.lua.org/doc/jai2009.pdf>. Acessado em 03/2013.
- [16] Site: em [http://www.keplerproject.org/docs/apostila\\_lua\\_2008.pdf](http://www.keplerproject.org/docs/apostila_lua_2008.pdf). Acessado em 05/2013.