

## MANUTENÇÃO DE ÓRBITAS DE CONSTELAÇÕES DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

**Gislaine de Felipe**

**Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Departamento de Mecânica Celeste

Cx. P. 515.-12.201-970 – São José dos Campos, SP, Brasil

***Resumo.** Manobrar um satélite dentro de uma constelação significa alterar a sua órbita de forma a colocá-lo em uma certa posição em relação aos demais. Essa tarefa pode ser feita utilizando-se as mesmas técnicas das manobras de Rendezvous (encontro de veículos espaciais de tal forma que o instante da chegada dos dois veículos ocorra em um ponto pré-determinado no espaço e que ambos atinjam esse ponto em um mesmo instante de tempo) aonde o veículo alvo (a ser interceptado) é substituído por um ponto imaginário que representa o ponto desejado da localização do satélite. Serão vistos aqui, encontro de veículos que estejam inicialmente em órbitas circulares, não coplanares e de raios diferentes, com a restrição de que o veículo alvo esteja orbitando em uma órbita mais alta que a do veículo interceptador (a ser transferido). Há várias maneiras de se completar essa manobra de encontro entre 2 veículos. Analisaremos três métodos onde a escolha do método a ser aplicado dependerá das circunstâncias particulares envolvidas: Método Direto Interno, Método Direto Externo e Método Indireto. Após essa revisão teórica esses métodos são aplicados em manobras de uma constelação de satélites real, a Globalstar. O objetivo é avaliar o consumo das diferentes técnicas aqui mostradas e encontrar a mais indicada para cada situação.*

***Palavras-chave:** Constelação de satélites, Rendezvous, Astrodinâmica*

### 1. INTRODUÇÃO

Um tópico de grande importância atual em Astrodinâmica é o estudo do comportamento orbital de Constelações de satélites. Dentro desse estudo fazem parte a propagação das órbitas de cada satélite individualmente e também a precisão e cálculo das manobras orbitais que devem ser efetuadas pelos satélites com o objetivo de mantê-los dentro de uma configuração que satisfaça os vínculos da missão. Com essa idéia em mente, esse trabalho pretende implementar e testar métodos de manobras orbitais que sejam aplicáveis para manobras com satélites envolvidos em Constelações. A principal diferença entre uma manobra orbital de um satélite artificial com tempo livre em uma missão individual e a manobra de um satélite envolvido em uma constelação é o vínculo existente no ponto de inserção do satélite na órbita

final. Na manobra de um satélite individual o objetivo é alterar os cinco elementos keplerianos que definem a forma geométrica e a orientação no espaço da órbita do satélite: semi-eixo maior ( $a$ ), excentricidade ( $e$ ), inclinação ( $i$ ), argumento do perigeu ( $\omega$ ), longitude do nodo ascendente ( $\Omega$ ). Na manobra de um satélite que faz parte de uma constelação existe um vínculo adicional na anomalia verdadeira na órbita final do satélite, pois ele precisa estar localizado em um ponto específico para manter a sua posição em relação aos demais satélites. Esse fato caracteriza uma manobra com todos os elementos keplerianos da órbita final vinculadas, que é conhecido na literatura como manobra de Rendezvous. Desenvolvida com o objetivo de realizar manobras espaciais entre dois veículos espaciais, essa técnica é adequada as manobras que precisam ser realizadas por constelações de satélites, bastando substituir o veículo alvo pelo ponto na órbita aonde o veículo deve ser inserido. Algumas referências bastante atuais sobre o assunto são: Proulx, Kantsiper, Cefola e Drain (1997), Ulivieri, Laneve, Hejazi Moghaddam (1997) e George (1997).

## 2. MANOBRAS DE RENDEZVOUS

A manobra de rendezvous foi muito estudada na literatura. Muitos trabalhos foram publicados na literatura a partir da década de 60 até os dias atuais. Em geral são estudados métodos impulsivos que executem a manobra desejada. Alguns dos trabalhos pioneiros nessa linha são: McCue (1963); Billik e Roth (1967); Prussing (1969 e 1970); Gross e Prussing (1974). Trabalhos mais recentes considerando o mesmo modelo impulsivo e também a possibilidade de empuxo contínuo também existem na literatura. Entre eles podemos destacar: Wolfsberger, Weiß e Rangnitt (1983); Prussing e Chiu (1986); Prussing (1988); Mirfakhraie (1990); Haufner, Jezewski e Mulder (1993); Humi (1993); Kechichian (1993); Lee e Cochran (1993); Lembeck e Prussing. (1993); Mirfakhraie e Conway (1994); Shaohua, Akiba, e Matsuo (1994); Yuan e Hsu (1994); Pardis e Carter (1995); Tauer, Coverstone-Carroll e Prussing, (1995); Roth (1995); Stern e Fowler (1985); Yu (1995); Lopez e Mcinnes (1995). Uma abordagem numérica com vários exemplos está disponível em Prado (1995).

A seguir vamos descrever rapidamente três métodos que executam manobras de Rendezvous, conforme sugerido por Ball & Osborne (1967) e Zanardi (1988): Método Direto Interno, Método Direto Externo e Método Indireto. A escolha do método a ser aplicado dependerá das circunstâncias particulares envolvidas.

### 2.1 Método direto interno

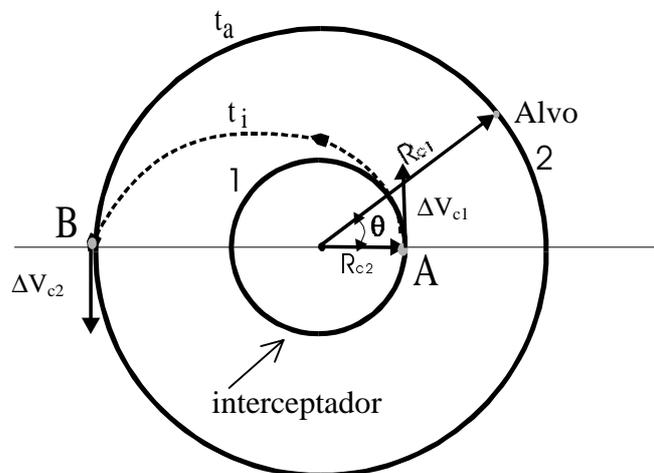


Figura. 1 - Encontro de veículos espaciais pelo método direto interno

A Fig. 1 mostra o encontro de veículos espaciais pelo método direto interno. O veículo alvo encontra-se em uma órbita circular de raio  $R_{c1}$ , sendo que a órbita está inclinada de um ângulo  $\Delta\alpha$  com relação à órbita do interceptador. Quando o interceptador cruzar a linha dos nodos (intersecção entre dois planos orbitais), este receberá um impulso para girar seu vetor velocidade e colocá-lo no plano da órbita do veículo alvo, de tal forma que ambas as órbitas se tornem coplanares. A fase seguinte inicia-se no ponto A, onde o alvo está adiantado do interceptador de um ângulo pré-determinado  $\theta$  (Ver Fig. 1). É neste ponto que o interceptador recebe um incremento de velocidade, que causa a entrada na elipse de transferência ( $t$ ), a fim de atingir o ponto B no mesmo instante que o alvo. Esta velocidade deve ser aumentada, a fim de possibilitar a entrada na órbita do veículo alvo, igualando assim suas velocidades para completar o *Rendezvous*. O incremento total será de:

$$\Delta V = |\Delta V_{\alpha}| + |\Delta V_{c1}| + |\Delta V_{c2}| \quad (1)$$

aonde  $\Delta V_{\alpha}$  é o impulso requerido para alterar o plano orbital de um ângulo  $\alpha$ ,  $\Delta V_{c1}$  o impulso requerido no ponto A e  $\Delta V_{c2}$  o impulso requerido no ponto B.

Para viajar de A para B, o interceptador descreve uma semi-elipse  $t_i$ , sendo que o tempo gasto nessa etapa é dado por:

$$t_i = \frac{T}{2} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} \left( \frac{R_{c1} + R_{c2}}{2} \right)^{3/2} \quad (2)$$

O tempo correspondente para que o veículo alvo se desloque de um ângulo  $(\pi - \theta)$  radianos é:

$$t_a = \frac{(\pi - \theta)R_{c1}^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \quad (3)$$

A fim de ambos os veículos se encontrarem em B no mesmo instante, temos:  $t_i = t_a$  de onde podemos concluir para dar início a esse processo de transferência que:

$$\theta = \pi \left\{ 1 - \left[ \frac{1}{2} \left( \frac{R_{c2}}{R_{c1}} + 1 \right) \right]^{3/2} \right\} \quad (6)$$

## 2.2 Método direto externo

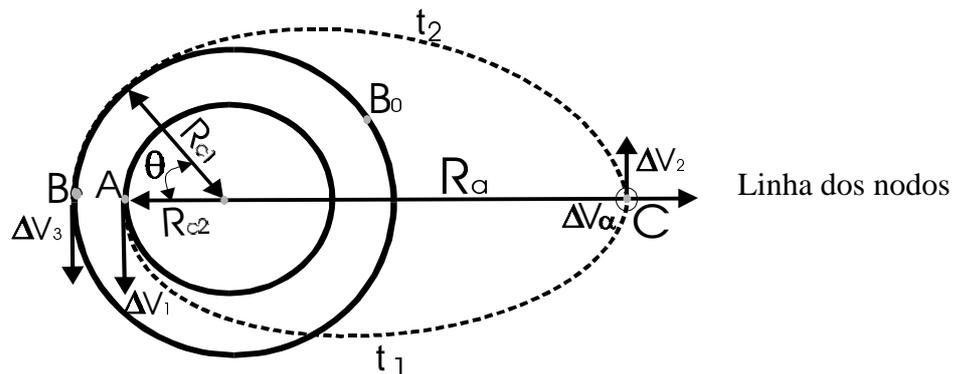


Figura 2 - Encontro de veículos espaciais pelo método direto externo

A Fig. 2 mostra o encontro de veículos espaciais pelo método direto externo. Quando o interceptador cruza a linha dos nodos em A, sua velocidade é impulsivamente aumentada para colocá-lo em uma primeira elipse de transferência ( $t_1$ ) com o apogeu em C. Neste ponto, os planos orbitais do alvo e do interceptador são alinhados e a velocidade deste é incrementada para colocá-lo na segunda elipse de transferência ( $t_2$ ), cujo perigeu é o próprio ponto de *Rendezvous* B. Em B, o interceptador é posto na órbita circular final e o *Rendezvous* é

completado. Quando a manobra é iniciada, o alvo está atrasado com respeito ao interceptador de um ângulo  $\theta$ , ver Fig. 2. O incremento total é dado por:

$$\Delta V = |\Delta V_1| + |\Delta V_\alpha| + |\Delta V_2| + |\Delta V_3| \quad (7)$$

aonde  $\Delta V_1$  é o impulso aplicado em A,  $\Delta V_\alpha$  é o impulso necessário para a mudança do plano orbital,  $\Delta V_2$  é o impulso aplicado em C e  $\Delta V_3$  é o último impulso, aplicado em B.

O tempo gasto pelo interceptador para ir de A até B é dado por:

$$t_i = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} \left\{ \left( \frac{R_a + R_{c2}}{2} \right)^{3/2} + \left( \frac{R_a + R_{c1}}{2} \right)^{3/2} \right\} \quad (8)$$

O tempo gasto pelo alvo para chegar em B é:

$$t_a = \frac{(2\pi - \theta) R_{c1}^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \quad (9)$$

Para que ambos os veículos se encontrem no mesmo instante, temos:  $t_i = t_a$ ; de onde concluímos que:

$$\theta = \pi \left\{ \frac{1}{R_{c1}^{3/2}} - \left[ \left( \frac{R_{c1} + R_a}{2} \right)^{3/2} \right] + \left[ \left( \frac{R_{c2} + R_a}{2} \right)^{3/2} \right] - 2 \right\} \quad (10)$$

### 2.3 Método Indireto

O método indireto utiliza uma órbita intermediária entre o alvo e o interceptador, na qual o interceptador permanece até que o alvo se encontre na posição correta para que a manobra de *Rendezvous* se inicie.

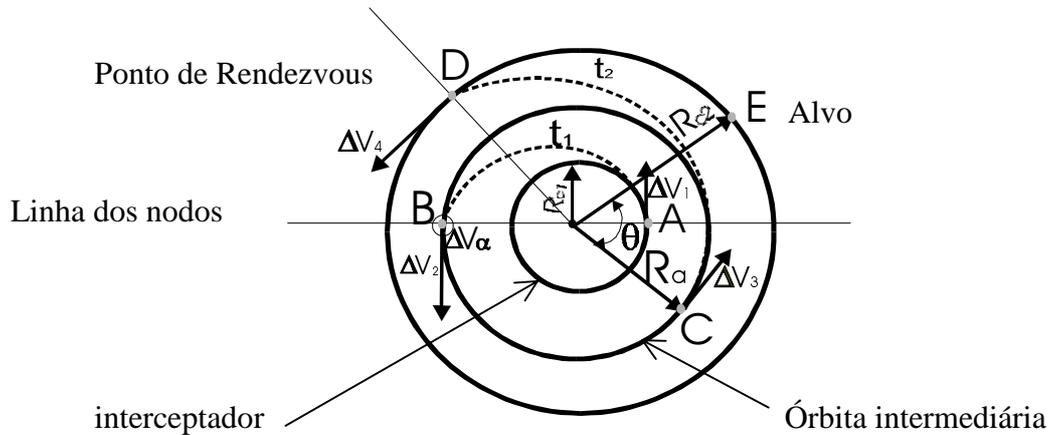


Figura 3 - Encontro de veículos espaciais pelo método indireto

Para colocar o interceptador em uma órbita elíptica de transferência  $t_1$  e no apogeu B é feito um incremento impulsivo de velocidade ao mesmo no ponto A. Em B é feita a correção dos planos e dado um incremento de velocidade para o interceptador entrar em uma órbita circular intermediária, coplanar com a trajetória do alvo. Nesta órbita intermediária o interceptador esperará o veículo alvo até estarem defasados de um ângulo  $\theta$ , quando então o *Rendezvous* é completado por meio de uma segunda elipse de transferência  $t_2$ , como descrito no Método Direto Interno. O incremento total é dado por:

$$\Delta V = |\Delta V_\alpha| + |\Delta V_1| + |\Delta V_2| + |\Delta V_3| + |\Delta V_4| \quad (11)$$

aonde  $\Delta V_1$  é o impulso aplicado em A,  $\Delta V_2$  é o impulso aplicado em B,  $\Delta V_3$  é o impulso aplicado em C,  $\Delta V_4$  é o impulso aplicado em D, e  $\Delta V_\alpha$  é o impulso requerido para a mudança de plano orbital.

O ângulo  $\theta$  que irá determinar a posição relativa entre o alvo e o interceptador é obtido igualando-se o tempo gasto pelo interceptador para ir de C a D com o tempo gasto pelo alvo para ir de E a D. O resultado é:

$$\theta = \pi \left\{ 1 - \left[ \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{R_a}{R_{c1}} \right) \right]^{3/2} \right\} \quad (12)$$

### 3 RESULTADOS

Os métodos acima foram implementados e testados em trabalhos anteriores, tais como: Felipe e Prado (1997a); Felipe e Prado (1997b); Felipe (1997); Felipe e Prado (1998). No presente artigo, o objetivo é testar a validade desses métodos no problema de constelações. Para isso utilizamos os dados da órbita nominal da Constelação GLOBALSTAR:  $a = 8100$  km,  $e = 0.0$ ,  $i = 52^\circ$ . A seguir, as condições nominais da órbita são levemente alteradas para simular o efeito de uma perturbação e uma manobra de retorno as condições nominais é realizada. Como os métodos implementados possuem a restrição de serem válidos apenas para órbitas circulares a excentricidade será mantida no valor nominal de zero. O semi-eixo maior adimensionalizado será variado nos seguintes valores: 8199.63; 8149.41; 8100.00; 8049.78; 7999.56. As variações do ângulo entre os planos será de  $0, \pm 1, \pm 2$  e  $\pm 3$  graus. Com essas combinações serão simuladas um total de 20 manobras que recolocam o satélite em sua órbita nominal a partir de uma órbita um pouco mais baixa ou mais alta e com um ângulo entre os planos orbitais real e nominal diferente de zero. Os três métodos de manobras de rendezvous aqui mostrados serão aplicados com o objetivo de identificar o consumo (medido em termos da magnitude do impulso total aplicado) e o tempo requerido para cada manobra. Para o método indireto existe um parâmetro extra, o raio da órbita, que deve ser variado e cujo valor deve estar entre os raios das órbitas inicial e final. Foram utilizados os valores:  $R_a = 8120.25$ ; 8140.5; 8160.75; 8181.00.

Para o método direto externo também é requerido um parâmetro extra para ser considerado, que é a distância ente o ponto C (ponto de aplicação do impulso que altera a inclinação do plano orbital) e o centro de gravidade (centro da Terra). Nesse trabalho foram utilizados os valores:  $R_a = 2 \times R_{c1}$ ;  $R_a = 10 \times R_{c1}$ ;  $R_a = 50 \times R_{c1}$ ;  $R_a = 200 \times R_{c1}$ .

Com esses dados é possível oferecer informações para um analista de missões tomar a decisão sobre qual a melhor estratégia a ser adotada, respeitando-se os requisitos de tempo e a minimização do consumo de combustível.

Os resultados obtidos são mostrados abaixo nas tabelas 1-3. As unidades estão em km para distância, km/s para velocidade e minutos para tempo.

Tabela 1. Método direto interno para  $R_{c2} = 1$

| $R_{c1}$ | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | $t_i=t_a$ | $\theta$ |
|----------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-----------|----------|
| 8199,63  | 0,0427               | 0,1648                  | 0,2876                  | 0,4096                  | 61,01     | 1,63     |
| 8149,41  | 0,0210               | 0,1438                  | 0,2658                  | 0,3886                  | 60,73     | 0,81     |
| 8100,00  | 0,0000               | 0,1227                  | 0,2448                  | 0,3675                  | 60,45     | 0,00     |
| 8049,78  | 0,0217               | 0,1445                  | 0,2665                  | 0,3893                  | 60,17     | -0,84    |
| 7999,56  | 0,0441               | 0,1662                  | 0,2890                  | 0,4110                  | 59,89     | -1,69    |

Tabela 2. Método direto externo ( $Ra = N \cdot Rc_1$ ) para  $Rc_2 = 1$

a) (N=2)

| $Rc_1$  | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | ti=ta  | $\theta$ |
|---------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|--------|----------|
| 8199,63 | 2,1963               | 2,2665                  | 2,3366                  | 2,4068                  | 225,56 | 299,35   |
| 8149,41 | 2,1837               | 2,2538                  | 2,3240                  | 2,3941                  | 223,83 | 300,36   |
| 8100,00 | 2,1704               | 2,2412                  | 2,3121                  | 2,3822                  | 222,13 | 301,36   |
| 8049,78 | 2,1739               | 2,2447                  | 2,3156                  | 2,3871                  | 220,41 | 302,39   |
| 7999,56 | 2,1774               | 2,2489                  | 2,3198                  | 2,3913                  | 218,70 | 303,43   |

b) (N=10)

| $Rc_1$  | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | ti=ta   | $\theta$ |
|---------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|---------|----------|
| 8199,63 | 4,8837               | 4,8999                  | 4,9160                  | 4,9321                  | 1587,21 | 4279,66  |
| 8149,41 | 4,8858               | 4,9020                  | 4,9188                  | 4,9349                  | 1573,30 | 4281,59  |
| 8100,00 | 4,8879               | 4,9048                  | 4,9209                  | 4,9377                  | 1559,66 | 4283,51  |
| 8049,78 | 4,8956               | 4,9125                  | 4,9286                  | 4,9455                  | 1545,83 | 4285,48  |
| 7999,56 | 4,9034               | 4,9202                  | 4,9363                  | 4,9532                  | 1532,05 | 4287,48  |

c) (N=50)

| $Rc_1$  | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | ti=ta    | $\theta$ |
|---------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|----------|----------|
| 8199,63 | 5,6013               | 5,6042                  | 5,6077                  | 5,6112                  | 15855,61 | 45988,44 |
| 8149,41 | 5,6084               | 5,6119                  | 5,6154                  | 5,6189                  | 15711,57 | 45992,59 |
| 8100,00 | 5,6161               | 5,6189                  | 5,6224                  | 5,6259                  | 15570,29 | 45996,72 |
| 8049,78 | 5,6245               | 5,6280                  | 5,6315                  | 5,6350                  | 15427,12 | 46000,98 |
| 7999,56 | 5,6336               | 5,6371                  | 5,6406                  | 5,6441                  | 15284,40 | 46005,28 |

d) (N=200)

| $Rc_1$  | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | ti=ta     | $\theta$  |
|---------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-----------|-----------|
| 8199,63 | 5,7452               | 5,7459                  | 5,7466                  | 5,7473                  | 124073,70 | 362326,92 |
| 8149,41 | 5,7536               | 5,7543                  | 5,7550                  | 5,8295                  | 122938,37 | 362335,15 |
| 8100,00 | 5,7620               | 5,7627                  | 5,7634                  | 5,7648                  | 121824,76 | 362343,36 |
| 8049,78 | 5,7711               | 5,7718                  | 5,7725                  | 5,7732                  | 120696,36 | 362351,80 |
| 7999,56 | 5,7802               | 5,7809                  | 5,7816                  | 5,7823                  | 119571,46 | 362360,35 |

Tabela 3. Método indireto para  $Rc_2 = 1$

| Ra      | $Rc_1$  | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | $\theta$ |
|---------|---------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|----------|
| 8120,25 | 7999,56 | 0,0961               | 0,2188                  | 0,3409                  | 0,4629                  | -1,93    |
| 8140,50 | 7999,56 | 0,1136               | 0,2357                  | 0,3577                  | 0,4798                  | -2,16    |
| 8160,75 | 7999,56 | 0,1487               | 0,2707                  | 0,3921                  | 0,5141                  | -2,38    |
| 8181,00 | 7999,56 | 0,1830               | 0,3051                  | 0,4265                  | 0,5478                  | -2,61    |
| 8120,25 | 8049,78 | 0,0568               | 0,1788                  | 0,3009                  | 0,4236                  | -1,07    |
| 8140,50 | 8049,78 | 0,0918               | 0,2139                  | 0,3360                  | 0,4573                  | -1,30    |
| 8160,75 | 8049,78 | 0,1262               | 0,2483                  | 0,3703                  | 0,4917                  | -1,52    |
| 8181,00 | 8049,78 | 0,1613               | 0,2827                  | 0,4040                  | 0,5254                  | -1,75    |

Tabela 3 (continuação). Método indireto para  $R_{c2} = 1$ 

| Ra      | Rc <sub>1</sub> | $\Delta V(\alpha=0)$ | $\Delta V(\alpha=+/-1)$ | $\Delta V(\alpha=+/-2)$ | $\Delta V(\alpha=+/-3)$ | $\theta$ |
|---------|-----------------|----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|----------|
| 8120,25 | 8100,00         | 0,0350               | 0,1571                  | 0,2791                  | 0,4012                  | -0,22    |
| 8140,50 | 8100,00         | 0,0701               | 0,1922                  | 0,3135                  | 0,4356                  | -0,45    |
| 8160,75 | 8100,00         | 0,1045               | 0,2265                  | 0,3479                  | 0,4699                  | -0,67    |
| 8181,00 | 8100,00         | 0,1395               | 0,2609                  | 0,3823                  | 0,5036                  | -0,89    |
| 8120,25 | 8149,41         | 0,0512               | 0,1732                  | 0,2960                  | 0,4180                  | 0,59     |
| 8140,50 | 8149,41         | 0,0603               | 0,1816                  | 0,3037                  | 0,4258                  | 0,37     |
| 8160,75 | 8149,41         | 0,0834               | 0,2048                  | 0,3268                  | 0,4482                  | 0,14     |
| 8181,00 | 8149,41         | 0,1178               | 0,2392                  | 0,3605                  | 0,4826                  | -0,07    |
| 8120,25 | 8199,63         | 0,0939               | 0,2167                  | 0,3388                  | 0,4608                  | 1,41     |
| 8140,50 | 8199,63         | 0,1031               | 0,2251                  | 0,3465                  | 0,4685                  | 1,19     |
| 8160,75 | 8199,63         | 0,1115               | 0,2335                  | 0,3549                  | 0,4770                  | 0,97     |
| 8181,00 | 8199,63         | 0,1199               | 0,2413                  | 0,3633                  | 0,4847                  | 0,75     |

#### 4 CONCLUSÕES

As simulações efetuadas demonstram que os métodos descritos são aplicáveis ao problema de manobras orbitais de satélites envolvidos em constelações de satélites.

Também foi notado que desvios angulares positivos e negativos requerem o mesmo consumo para a manobra de correção, logo foram agrupados em uma mesma coluna nas Tabelas 1-3. Conforme esperado, um aumento no desvio angular a ser corrigido demanda um maior custo de combustível para a realização da manobra. Porém, a razão desse aumento varia de método para método. Para os métodos direto interno e indireto o aumento é muito rápido. Para o método direto externo esse aumento é pequeno. A razão física desse fato é que a manobra de mudança de plano deste método é feita num ponto (ponto C) distante da Terra. Como esse consumo é diretamente proporcional a velocidade do veículo no ponto da manobra, ele decresce com a distância entre o veículo e a Terra. Pode-se também notar que o custo de uma correção de inclinação de plano orbital é bastante elevado, se comparado ao custo de uma correção de semi-eixo maior. A razão desse fato reside na necessidade de efetuar uma rotação no vetor velocidade para alterar o plano orbital, e esse custo é proporcional a velocidade orbital do veículo espacial naquele ponto, que é elevada.

No método direto interno, nota-se que a medida que afastamos de  $R_{c1} = 1.0$  o consumo de combustível vai aumentando em todos os casos, porque estamos afastando o nosso alvo por isso precisamos de um impulso maior para a órbita de transferência atingi-lo. Esse resultado é esperado, porém as simulações aqui efetuadas servem para quantificar essas variações.

Esse fato ocorre para o método direto externo no caso  $N = 2$ . Para  $N \geq 10$  o consumo diminuiu quando aumentamos  $R_{c1}$ , porque  $R_a = N \cdot R_{c1}$  e como o método é externo quando mais longe estiver o alvo menos a órbita de transferência sofre a influência da gravidade fazendo diminuir o valor do impulso.

Para o método indireto, pode-se notar que mantendo  $R_{c1}$  constante e aumentando  $R_a$  o consumo aumenta, porque  $R_a$  é o raio da órbita interna, ficando igual ao método direto interno.

Do ponto de vista de consumo, pode-se notar que o método direto externo é inadequado para as manobras de correção simuladas no presente trabalho. Esse método possui como principal vantagem o ganho na mudança de plano orbital realizado a uma distância grande do centro de atração gravitacional. Quando essa mudança é de pequena magnitude, a economia

gerada não é suficiente para compensar o consumo extra para enviar o satélite até o ponto C. Porém, esse método pode ser vantajoso para manobras de colocação do satélite, com amplitudes maiores de variações do plano orbital. Além disso, esse método possui a desvantagem de requerer um tempo de manobra muito maior que os demais métodos. Dentre os outros dois métodos, o direto interno mostrou-se mais econômico que o indireto, porém por pequena margem.

### *Agradecimentos*

Os autores agradecem a Fundação de Amparo a Pesquisa do Estado de São Paulo – FAPESP pelo auxílio concedido aos contratos 1995/9290 e 97/13739-0 e o Conselho Nacional de Desenvolvimento e Tecnológico (CNPq) pelo contrato 300221/95-9.

### **REFERÊNCIAS**

- Ball, K.J. & Osborne, F., 1967, Space vehicle dynamics, University Press-Oxford, Oxford.
- Billik, B. H. e Roth, H. L., 1967, Studies relative to Rendezvous between circular orbits, *Astronautica Acta*, vol. 13, n. 1, pp. 23-36.
- Coverstone-Carroll, V. e Prussing, J. E., 1995, Optimal cooperative power-limited Rendezvous with propellant constraints, *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 43, n. 3, pp. 289-305.
- Felipe, G. e Prado, A.F.B.A., 1997a, Estudo de Manobras Orbitais Multi-Impulsivas. Anais do Terceiro Seminário de Iniciação Científica do Inpe, Julho 01-02, São José dos Campos, pp. 13-14.
- Felipe, G. e Prado, A.F.B.A., 1998, Manobras Orbitais de Constelação. Anais do Quarto Seminário de Iniciação Científica do Inpe, Julho 01-02, São José dos Campos, pp. 31-32.
- Felipe, G., 1997, Estudo de Manobras Orbitais. Trabalho de Graduação Interdisciplinar apresentado no Departamento de Informática da Universidade de Taubaté para obtenção de grau. Taubaté, novembro.
- Felipe, G. e Prado, A.F.B.A., 1997b, Manobras orbitais de Rendezvous. Anais do XX Congresso Nacional de Matemática Aplicada e Computacional (CNMAC), setembro 08-12, Gramado, RS. Publicação em CD-Rom.
- George, E., 1997, Optimization of satellite constellations for discontinuous global coverage via genetic algorithms, AAS paper 97-621.
- Gross, L. R. E Prussing, J. E., 1974, Optimal multiple-impulse direct ascent fixed-time Rendezvous, *AIAA Journal*, vol.12, n. 7, pp. 885-889.
- Haufler, B. R., Jezewski, D. J. E Mulder, T. A., 1993, Operational constraints in optimal, impulsive, Rendezvous Trajectories, AAS paper 93-140.

- Humi, M., 1993, Fuel-optimal Rendezvous in a general central force field, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol.16, n. 1, pp. 215-217.
- Kechichian, J. A., 1993, Minimum-fuel time-fixed Rendezvous using constant low thrust, AAS paper 93-130.
- Lee, S. E Cochran Jr., J. E., 1993 High thrust Rendezvous via feedback linearization”, AAS paper 93-142.
- Lembeck, C. A. e Prussing, J. E., 1993 Optimal impulsive intercept with low-thrust Rendezvous return, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 16,n. 3.
- McCue, G. A., 1963, Optimum two-impulse orbital transfer and Rendezvous between inclined elliptical orbits, *AIAA Journal*, vol. 1,n. 8, pp. 1865-1872.
- Mirfakhraie, K., 1990, Optimal Cooperative time-fixed impulsive Rendezvous, Ph.D. Thesis, University of Illinois, Urbana-Champaign, IL.
- Mirfakhraie, K. e Conway, B. A., 1994, Optimal Cooperative time-fixed impulsive Rendezvous, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 17, n. 3, pp. 607-613.
- Pardis, C. J. e Carter, T. E., 1995, Optimal power-limited Rendezvous with thrust saturation, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 18, n. 5, pp. 1145-1150.
- Prado, A.F.B.A., 1996, Optimal Rendezvous Maneuvers for Space Vehicles. *Revista Brasileira de Ciências Mecânicas*, vol. 18, n. 3, pp. 297-301.
- Proulx, R., Kantsiper, B., Cefola, P. e Drain, J., 1997, Automated Station-Keeping for Satellite Constellations, Inc: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 4-7 August, Sun Valley, Idaho, paper 97-623.
- Prussing, J. E., 1988, Optimal Cooperative Time-Fixed Impulsive Rendezvous, *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference*, Minneapolis, Mn, paper 88-4279.
- Prussing, J. E., 1969, Optimal four-impulse fixed-time Rendezvous in the vicinity of a circular orbits”, *AIAA Journal*, vol. 7, n. 5, pp. 928-935.
- Prussing, J. E., 1970, Optimal two- and three-impulse fixed-time Rendezvous in the vicinity of a circular orbit”, *AIAA Journal*, vol. 8, n. 7, pp. 1221-1228.
- Prussing, J. E. e Chiu, J. H., 1986, Optimal multiple-impulse time-fixed Rendezvous between circular orbits”, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 9, n. 1, pp. 17-22.
- Roth, H. L., 1995, Use Of The Bi-Elliptic Transfer To Accomplish Single Rendezvous, Aerospace Corp., Rept. Tor-269(4130-10)-21, April 1964.
- Lopez, I. e McInnes, C. R., 1995, Autonomous Rendezvous using artificial potencial function guidance”, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 18, n. 2, pp. 237-241,

- Shaohua, Y., Akiba, R. e Matsuo, H., 1994, Control of omni-directional Rendezvous trajectories”, Acta Astronautica, vol. 32, n. 2, pp. 83-87.
- Stern, S. A. e Fowler, W. T., 1985, Path constrained Rendezvous near large space Structures”, Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 22, pp. 548-553.
- Tauer, D. R., Coverstone-Carroll, V. e Prussing, J. E., 1995, Optimal impulse time-fixed orbital Rendezvous and interception with path constraints, Journal of Guidance Control and Dynamics, vol. 18, n. 1, pp. 54-60.
- Ulivieri, C., Laneve, G. e Hejazi Moghaddam, S. M., 1997, UPH Constellations for continuous regional coverage, AAS paper 97-622.
- Yuan, P. J. e Hsu, S. C., 1994, Rendezvous guidance with proportional navigation, Journal of Guidance Control and Dynamics, vol. 17, n. 2, pp. 409-411.
- Yu, S., 1995, Terminal Spacecraft Coplanar Rendezvous Control, Journal of Guidance Control and Dynamics, vol. 18, n. 4, pp. 838-842.
- Wolfsberger, W., Weiß, J. e Rangnitt, D., 1983, Strategies and schemes for Rendezvous on geostationary transfer orbit”, Acta Astronautica, vol. 10, n. 8, pp.527-538.
- Zanardi, M.C.,1988, Fundamentos da Astronáutica, vol. 21, Cap. VIII.

## **STATIONKEEPING FOT ORBITS IN CONSTELLATIONS OF ARTIFICIAL SATELLITES**

**Abstract.** To maneuver a satellite that belongs to a constellation means to alter its orbit to place it in a certain position in relation to the others and it can be made by using the same techniques of the Rendezvous maneuvers (encounter of space vehicles in such a way that the instant of the arrival of the two vehicles happens in a specified point in space and that both reach that point in the same instant of time) where the target vehicle (to be intercepted) is substituted by an imaginary point that represents the desired point of the location of the satellite. These techniques are shown here, to study the encounter of vehicles that are initially in circular and non-coplanar orbits of different radius, target the restriction that the white vehicle is in a orbit higher than the one of the target vehicle (to be transferred). There are several ways to complete that encounter maneuver among two vehicles. Three methods will be analyzed where the choice of the method to be applied will depend on the involved circumstances: Internal Direct method, External Direct Method and Indirect Method. After that theoretical revision those methods are applied in maneuvers of a real constellation of satellites, Globalstar. The objective is to evaluate the consumption of the different techniques here shown and to find the more suitable for each situation.

**Keywords:** Satellite constellation, Rendezvous, Astrodynamics