

**MANOBRAS E ENCONTROS ESPACIAIS.** Marcio Norio Miyagasako, Rodolpho Vilhena de Moraes – Inter-Áreas – Engenharia de Produção Mecânica – Departamento de Matemática – Faculdade de engenharia – Campus de Guaratinguetá.

No lançamento de satélites artificiais, nem sempre, a órbita desejada é alcançada diretamente devido aos erros acumulados durante as etapas de injeção, o que requer uma correção de órbita ou uma transferência de órbita.

O problema de transferir um veículo espacial para outra é de grande importância, não só para correções orbitais. Existem aplicações em diversas atividades espaciais, tais como no deslocamento de uma estação espacial, no envio de sondas interplanetárias (como a sonda Cassini, Voyager), entre outras.

A transferência de uma órbita para outra pode requerer grande quantidade de combustível, o que poderá comprometer o limite de peso. É, portanto, de extremo interesse prático, conseguir modos de transferência que utilizem a menor quantidade possível de propelente. Também, Se o veículo espacial leva tripulantes, o tempo de voo é uma quantidade a ser otimizada para aliviar a carga de suprimentos, mesmo que seja necessária uma quantidade adicional de propelente. Frequentemente, deve-se optar entre transportar pesados equipamentos de orientação para minimizar erros de trajetória ou simplesmente levar combustível extra para as eventuais correções de órbita (Vilhena de Moraes, 1980).

O problema será sempre tratado de modo a atingir o objetivo tentando otimizar o processo de transferência, seja com o mínimo consumo de combustível ou menor tempo de transferência. Para isso, foram estudados dois modelos de transferência orbital: o modelo de Hohmann (transferência entre órbitas circulares e elípticas) e o modelo de Holker-Siber (também conhecido como transferência bi-elíptica tri-impulsiva).

Hohmann (1925) propôs um modelo relativamente simples de ser aplicado para transferência entre duas órbitas circulares e coplanares, com mínimo gasto de combustível. Ela pode ser aplicada para transferência de órbita de baixa altitude para uma mais elevada aplicando-se um impulso inicial na órbita inicial " $O_0$ ". Assim, a órbita de transferência se tornará elíptica. Quando tal órbita completar meia revolução, será necessário aplicar um segundo impulso para que o veículo se mantenha na órbita desejada.

A transferência de Holker-Silber (Holker e Silber, 1959) tem uma proposta semelhante à de Hohmann, e, em determinadas condições, apresenta maior economia de combustível. O funcionamento do modelo é esquematizado a seguir: inicialmente, aplica-se o primeiro impulso ( $\Delta V_0$ ) na órbita inicial, na direção do movimento do veículo, e com uma magnitude tal que faça com que ele entre em uma órbita elíptica  $O_1$  com periapsis  $R_0$  e apoapsis  $R$ . É preciso que  $R > R_f$ , caso contrário a transferência de Hohmann seria mais eficiente. Quando o veículo atinge o apoapsis  $R$ , aplica-se o segundo impulso ( $\Delta V$ ), também na direção do movimento, e com magnitude tal que faça com que o veículo entre em órbita elíptica  $O_2$  com apoapsis em  $R$  e periapsis em  $R_f$ . Quando o veículo atinge o periapsis aplica-se o terceiro impulso, agora contrário a direção do movimento, e com magnitude tal que faça com que o veículo entre em órbita circular de raio  $R_f$ . Deve-se observar que, esta é a solução ótima somente se a razão entre os raios das órbitas final e inicial é maior que 11,94 (Prado e Kuga, 2001).

A partir dos estudos realizados, foram desenvolvidos programas, em linguagem Pascal, para determinação dos parâmetros de órbita necessários para transferência orbital. Para utilizar o programa da transferência de Hohmann entre órbitas circulares, o usuário deve inserir os raios de órbita inicial e final do satélite, e o valor da constante de gravitação, que depende da massa do planeta ao redor do qual o satélite está orbitando. Abaixo, têm-se uma imagem da tela do programa, simulando a transferência de um satélite em órbita na Terra para órbita em Marte:

```
C:\Dev-Pas\Hohmann_geral.exe
Programa para calculo da transferencia orbital de Hohmann
Para orbitas circulares
r1? - raio de orbita inicial do satellite em km
149597870
r2? - raio de orbita desejada em km
227031300
mi?
133484000000

Sendo:
et: energia da orbita de transferencia
v1: velocidade do satellite no ponto 1 da orbita de transferencia
vc1: velocidade do satellite no ponto 1
dv1: variacao de velocidade requerida no ponto 1
v2: velocidade do satellite no ponto 2 da orbita de transferencia
vc2: velocidade do satellite no ponto 2
dv2: variacao de velocidade requerida no ponto 2
dvt: variacao de velocidade total requerida para transferencia
t: tempo total de transferencia

et= -354.4176 km2/s2
v1= 32.7984 km/s
vc1= 29.8711 km/s
dv1= 2.9273 km/s
v2= 21.6119 km/s
vc2= 24.2478 km/s
dv2= 2.6359 km/s
dvt= 5.5632 km/s
t= 257.1785 dias
```

Figura 1. Programa de cálculo para transferência de Hohmann

Um programa para cálculo do ângulo de defasagem para encontros espaciais também foi desenvolvido na pesquisa. Para que haja encontro espacial, é necessário estimar o ângulo de defasagem, caso contrário, o encontro não é possível. Supondo-se que o usuário deseja simular o envio de um satélite para Marte, inicialmente, deve-se entrar com os dados do raio de órbita da Terra e o raio de órbita de Marte, dados em unidades astronômicas (AU). Assim, o programa calcula o ângulo diretamente, como exemplificado abaixo:

```
C:\Dev-Pas\Encontro_espacial.exe
Programa para calculo de angulo para encontros espaciais
Para orbitas circulares
rp? - raio do satellite a ser transferido - dado em AU
1
ra? - raio do satellite a ser encontrado - dado em AU
1.52

angulo de transferencia: 44.15 graus
```

Figura 2. Cálculo do ângulo de defasagem para encontro espacial

Outro programa desenvolvido foi para transferência entre órbitas elípticas. Ela fornece parâmetros ainda mais aproximados, por considerar órbitas elípticas. Os dados de entrada para este programa são: raio do perigeu da órbita inicial, raio do apogeu da órbita final, excentricidade da órbita 1 (inicial) e excentricidade da órbita 2 (final). Utilizando a mesma simulação feita para o programa de transferência entre órbitas circulares, mas agora, considerando as órbitas da Terra e de Marte, elípticas, obtém-se:

```
C:\Dev-Pas\Hohmann_eliptica.exe
Programa para calculo da transferencia orbital de Hohmann
Entre orbitas elipticas
rp1? - perigeu da orbita inicial do satellite em km
147100000
ra2? - apogeu da orbita desejada do satellite em km
248236250
e1? - excentricidade da orbita 1
0.016709
e2? - excentricidade da orbita 2
0.093401
mi?
133484000000

Sendo:
vp1: velocidade no perigeu da orbita 1
vpt: velocidade no perigeu da orbita de transferencia
vat: velocidade no apogeu da orbita de transferencia
va2: velocidade no apogeu da orbita 2
dv: variacao de velocidade requerida para transferencia
t: tempo total de transferencia

vp1= 30.3743 km/s
vpt= 33.7577 km/s
vat= 20.0041 km/s
va2= 22.0795 km/s
dv= 5.4587 km/s
t= 276.5755 dias
```

Figura 3: Programa de cálculo para transferência entre órbitas elípticas

Deve-se considerar que os programas estão limitados a cálculos de transferência entre órbitas coplanares e concêntricas (confocais no caso elíptico).

Os programas apresentam parâmetros adequados para efetuar uma simulação de transferência orbital, mas ainda, pode-se incrementar o programa com mais recursos para a simulação. O programa pode ser feito em Delphi, pois, além de utilizar a mesma linguagem (Pascal), esta possui mais recursos. Quanto à simulação, os programas podem integrar mais conceitos estudados na pesquisa, como o modelo de Holker e Silber, esferas de influência dos planetas que possam perturbar o satélite, influência da atmosfera de um planeta (no caso do envio de uma sonda, por exemplo), modelos para mínimo gasto de tempo de transferência, modelos que incluam transferências, não co-planares, transferências entre órbitas não-confocais, entre outras.

#### Referências Bibliográficas:

- HOHMANN, W., "Die erreibarkeit der himmelskorper", Oldenbourg, Munique, Alemanha, 1925.  
HOLKER, R. F. e SILBER, R., "The bi-elliptic transfer between circular co-planar orbits", Alabama, Army Ballistic Missile Agency, Redstone Arsenal, EUA, 1959.  
PRADO, A. F. B. A. e KUGA H. K.; "Fundamentos de Tecnologia Espacial", INPE, São José dos Campos, 2001.  
VILHENA DE MORAES, R.: "Trajetória de Veículos Espaciais", Publicação Interna, ITA, São José dos Campos, 1980.