

AVALIAÇÃO DE INTEGRADORES NUMÉRICOS PARA CÁLCULO DE TRAJETÓRIAS DE VEÍCULOS ESPACIAIS

Aurea Aparecida da Silva

Aluna da Universidade Estadual Paulista - UNESP - Bolsa
PIBIC / CNPq

Orientador: Dr. Antonio Fernando Bertachini de A. Prado
Divisão de Material e Controle do INPE

Co-orientador: Dr. Othon Cabo Winter
Departamento de Matemática da FEG - UNESP

O presente trabalho tem por objetivo a avaliação do desempenho de vários integradores numéricos no cálculo de trajetórias de veículos espaciais, considerando diferentes modelos para a dinâmica. Para isso, foram utilizados os seguintes modelos para dinâmica:

- dinâmica baseada no problema restrito de três corpos usando regularização de Lamaitre com condições iniciais dadas no sistema fixo.
- dinâmica baseada no problema restrito de três corpos sem regularização com condições iniciais dadas no sistema rotacional.
- dinâmica baseada no problema restrito de três corpos elíptico, onde as equações de movimento estão escritas no sistema fixo e as condições iniciais também são dadas no sistema fixo.
- dinâmica baseada no problema restrito de três corpos elíptico, onde as equações de movimento estão escritas no sistema girante-pulsante e as condições iniciais são dadas no mesmo sistema.

Para estudar tais dinâmicas foram utilizados dois métodos de integradores de equações diferenciais ordinárias de 1ª ordem, são eles:

- 1)- método de Runge-Kutta de 4ª ordem;
- 2)- método de Runge-Kutta de 7ª e 8ª ordem, com controle automático de passo.

Os testes realizados para essas dinâmicas consistem em variar o valor da precisão requerida para integração (EPS). Esses valores variam de $EPS=10^{-1}$ até $EPS=10^{-15}$; verificando, para cada valor de EPS, o tempo de integração e a trajetória obtida.

A análise dos resultados desse trabalho é feita de forma a levar em consideração o custo benefício da missão, ou seja, a precisão obtida em comparação com o tempo gasto

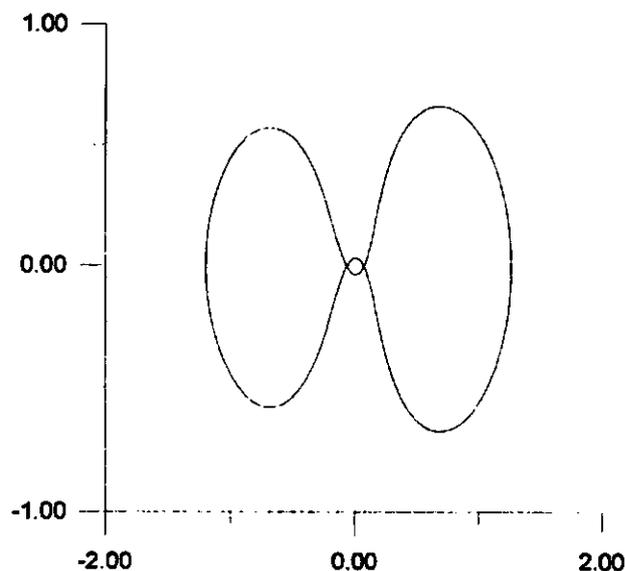
pelo computador. Nessa análise consideramos, também, que existe um acúmulo de erro devido ao tempo de integração que ainda não pode ser observado na 1ª órbita. Dessa forma, para obtermos um melhor estudo, fazemos com que a duração da integração seja aumentado para dez órbitas, ou seja, passamos a analisar a 10ª órbita, onde já foi acumulado o referido erro.

Todas as simulações aqui efetuadas utilizaram um microcomputador compatível como o IBM-486 e o software "Fortran Powerstation 1.0 for Windows".

Como exemplo dos resultados obtidos mostramos as trajetórias para o caso da primeira dinâmica citada anteriormente. As trajetórias apresentadas correspondem a 10ª órbita do veículo espacial, com os valores de EPS variando de 10^{-1} até 10^{-15} . A Figura 1 mostra os resultados obtidos com o método de Runge-Kutta de 7ª e 8ª ordem. As figuras mostram que na dinâmica estudada a precisão obtida é muito boa para todos os valores de EPS testados. Os tempos de integração são idênticos para esse integrador (84s), mas variam muito para outros integradores testados.

Senna, G.J. - "Cálculo Numérico e Computação" - DMT/FEG/UNESP - apostila;

Prado, A.F.B.A. - "Mecânica Celeste I: Uma Introdução as Trajetórias Espaciais" - DMC/INPE - notas de aula do curso de Mecânica Celeste I.



**Figura 1: 10ª Órbita da Dinâmica Regularizada
(EPS = 10^{-1} ATÉ 10^{-15})**