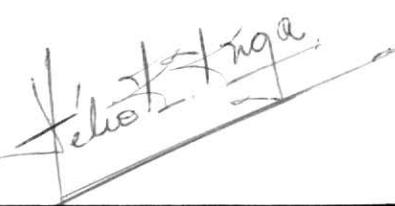
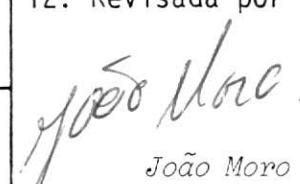
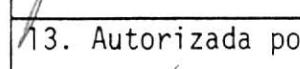
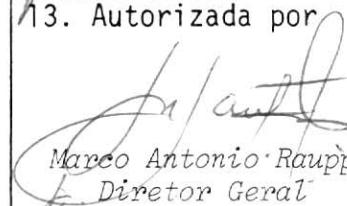


1. Publicação nº INPE-4403-NTE/275	2. Versão	3. Data Outubro 1987	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem DMC		Programa A7651	
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) DINÂMICA DE ATITUDE MODELAGEM			
7. C.D.U.: 629.7.062.2			
8. Título	INPE-4403-NTE/275 DINÂMICA DE ATITUDE PARA SATELITES ESTABILIZADOS POR ROTAÇÃO		
9. Autoria	Hélio Koiti Kuga Wilson Custódio Canesin Silva Ulisses Thadeu Vieira Guedes  Assinatura responsável		
10. Páginas: 34	 João Moro		
11. Última página: 27			
12. Revisada por	 João Moro		
13. Autorizada por	 Marco Antonio Raupp Diretor Geral		
14. Resumo/Notas	<p>Propõe-se uma modelagem dinâmica simplificada para o movimento de atitude de satélites artificiais estabilizados por rotação. Consideram-se os torques devidos a campos magnéticos induzidos no satélite, as correntes de Foucault e o gradiente de gravidade. As equações de Euler correspondentes são desenvolvidas em coordenadas apropriadas e resolvidas por meio de integração numérica. O programa FORTRAN, o manual de utilização, o exemplo de uso e as listagens estão descritos e incluídos no relatório.</p>		
15. Observações			

ABSTRACT

A simplified dynamic modelling for the attitude motion of spin stabilized artificial satellites is proposed. Torques due to induced magnetic fields on the satellite, Eddy currents, and gravity gradient are considered. The corresponding Euler equations are developed in convenient coordinates and solved by numerical integration. The FORTRAN program, as well as user's manual, use example, and listings are described and included in the report.

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS	v
1 - Introdução	1
2 - Modelagem dinâmica	
3 - Modelagem dos torques	4
3.1 - Torques magnéticos	5
3.2 - Torques devido a correntes de foucault	6
3.3 - Torques gravitacionais	6
4 - Dados de entrada e uso do programa	9
4.1 - Características da corrida do programa	10
4.2 - Constantes e características magnéticas do satélite	11
4.3 - Dados de órbita e atitude iniciais	13
4.4 - Dados de integração	14
4.5 - Modelo do campo geomagnético	15
5 - Exemplo de uso do programa auxiliar	16
6 - Programa simulador de atitude	21
7 - Exemplo de uso do programa simulador de atitude	22
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	27

LISTA DE FIGURAS

Pág.

1 - Orientação inercial do eixo de spin	3
2 - Entrada de dados para o programa ORB/ATIT/HELP	17
3 - Arquivo DADOS/ATIT/ENTRADA	20
4 - Relatório dos dados de entrada	23
5 - Arquivo de dados de saída	25

1 - INTRODUÇÃO

Este relatório apresenta uma modelagem da dinâmica de atitude para satélites estabilizados por rotação ("spin stabilized"). O desenvolvimento de um propagador de atitude foi motivado pela adoção deste sistema de estabilização de atitude para o primeiro satélite da MECB. Tal propagador irá fornecer a história temporal da atitude do satélite de modo a fornecer elementos para prever seu comportamento dinâmico, planejar janelas de lançamento para atitude, produzir os instantes de acionamento de controle ativo de atitude e calcular o tempo de vida da carga útil levando em conta os vínculos operacionais (p.e. vínculo térmicos).

Inicialmente, parte-se das equações da conservação do momento angular para obter as equações diferenciais do movimento. Então, adota-se um conjunto conveniente de variáveis que exprima o movimento de atitude de satélites estabilizados por rotação. Em seguida, modelam-se os torque perturbadores, geralmente considerados neste tipo de estabilização, os quais são os torques magnéticos, torques devido a correntes de Foucault e torques devido ao gradiente de gravidade.

Baseado nesta modelagem, implementou-se no computador digital Burroughs 6900 um programa FORTRAN para integração numérica dessas equações. Como os dados de entrada são um tanto extensos, elaborou-se, em adição, um programa auxiliar que ajuda o usuário a construir o arquivo de dados de entrada interativamente através do terminal. Um exemplo de uso do programa e o resultado de seu teste foram incluídos para facilitar a utilização do programa.

2 - MODELAGEM DINÂMICA

Suponha-se um satélite estabilizado por rotação, sem movimento de nutação, i.e., com eixo real de rotação perfeitamente alinhado com o eixo geométrico de rotação do satélite. Neste caso, o momento angular do satélite pode ser expresso por:

$$\vec{L} = L \hat{k}, \quad (1)$$

onde L é o módulo do momento angular e \hat{k} é o versor paralelo ao eixo de rotação \hat{s} . De acordo com o teorema do momento angular tem-se:

$$\dot{\vec{L}} = \vec{N}, \quad (2)$$

onde \vec{N} é a somatória dos torques externos. Portanto, das Equações 1 e 2 tem-se:

$$\dot{\vec{L}} = \frac{dL}{dt} \hat{k} + L \frac{d\hat{k}}{dt}. \quad (3)$$

Supondo também que os momentos de inércia do satélite não variam no tempo, pode-se escrever:

$$L = Iz \cdot w,$$

$$\dot{L} = \frac{dL}{dt} = Iz \frac{dw}{dt} = Iz \dot{w}, \quad (4)$$

onde Iz é o momento principal de inércia do eixo de rotação, e w a velocidade angular do eixo de rotação.

Os ângulos de ascenção reta (α) e declinação (δ) expressam a posição do eixo de rotação no sistema geocêntrico inercial, definidos de acordo com a Figura 1.

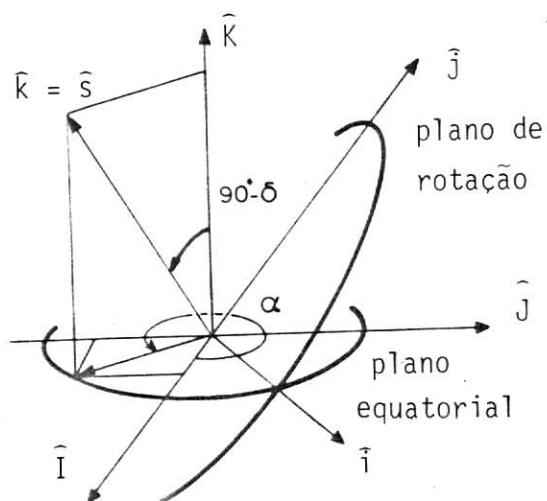


Fig. 1 - Orientação inercial do eixo de spin

Com o auxílio desta figura é fácil mostrar que:

$$\begin{bmatrix} \hat{i} \\ \hat{j} \\ \hat{k} = \hat{s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\sin \delta \cos \alpha & -\sin \delta \cos \alpha & \cos \delta \\ \cos \delta \cos \alpha & \cos \delta \sin \alpha & \sin \delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{i} \\ \hat{j} \\ \hat{k} \end{bmatrix} \quad (5)$$

onde \hat{I} , \hat{J} , \hat{K} , são os versores do sistema inercial, e \hat{i} , \hat{j} , \hat{k} , são os versores do sistema local, i.e., versor \hat{k} coincide com o eixo de rotação, e os versores \hat{i} e \hat{j} complementam o sistema de eixos. Logo:

$$\begin{aligned}\hat{i} &= -\sin \alpha \hat{I} + \cos \alpha \hat{J}, \\ \hat{j} &= \hat{k} \times \hat{i} = -\sin \delta \cos \alpha \hat{I} - \sin \delta \sin \alpha \hat{J} + \cos \delta \hat{R}, \\ \hat{k} &= \hat{s} = \cos \delta \cos \alpha \hat{I} + \cos \delta \sin \alpha \hat{J} + \sin \delta \hat{R};\end{aligned}\quad (6)$$

portanto:

$$\frac{d\hat{k}}{dt} = \cos \delta \dot{\alpha} \hat{i} + \dot{\delta} \hat{j}. \quad (7)$$

Com a Expressão 4 e a Equação 7 pode-se reescrever a Equação 3 como:

$$\dot{\hat{L}} = Iz \dot{w} \hat{k} + Iz w \cos \delta \dot{\alpha} \hat{i} + Iz w \dot{\delta} \hat{j}. \quad (8)$$

A equação 8 em conjunto com a Equação 2 fornecem as equações diferenciais do movimento de rotação do satélite em termos das variáveis α , δ e w .

3 - MODELAGEM DOS TORQUES

Em satélites estabilizados por rotação agem diversos tipos de torques, dos quais os considerados aqui são:

- torques magnéticos,
- torques devidos a correntes de Foucault, e
- torques de gradiente de gravidade.

Os torques magnéticos e os devidos a correntes de Foucault são sempre considerados, ao passo que o de gradiente de gravidade é opcional (ver Seção 4.2).

3.1 - TORQUES MAGNÉTICOS

A causa principal da perturbação de origem magnética é o momento magnético ao longo do eixo de rotação (Wertz, 1978). Normalmente, o momento magnético residual neste eixo contribui para uma lenta precessão do eixo de rotação. Por outro lado, um momento magnético induzido pode produzir uma rápida precessão, e normalmente é utilizado como um dos métodos de controle da atitude do satélite.

Seja o momento magnético ao longo do eixo de rotação \vec{M} dado por:

$$\vec{M} = m \hat{k}, \quad (9)$$

onde m é a magnitude do campo magnético residual.

A interação do campo magnético do satélite com o campo magnético terrestre \vec{B} produz um torque \vec{Nm} sobre o satélite, dado por:

$$\vec{Nm} = \vec{M} \times \vec{B}. \quad (10)$$

Levando em conta a Equação 9, tem-se:

$$\vec{Nm} = -m B_y \hat{i} + m B_x \hat{j}, \quad (11)$$

onde B_x , B_y e B_z são as componentes do campo magnético terrestre no sistema local, conforme a Figura 1. As componentes locais podem ser explicitadas em forma das componentes inerciais por meio da matriz de rotação da Equação 5, o que resulta em:

$$\begin{aligned} B_x &= -B_X \sin \alpha + B_Y \cos \alpha, \\ B_y &= -B_X \cos \alpha \sin \delta - B_Y \sin \alpha \sin \delta + B_Z \cos \delta, \\ B_z &= B_X \cos \alpha \cos \delta + B_Y \cos \delta \sin \alpha + B_Z \sin \delta. \end{aligned} \quad (12)$$

As Equações 11 e 12 fornecem as componentes do torque magnético. Modelos do campo magnético terrestre podem ser encontrados em Wertz (1978), e sub-rotinas para o cálculo do campo no sistema inercial podem ser encontradas em Lopes et alii (1983).

3.2 - TORQUES DEVIDO A CORRENTES DE FOUCAULT

As correntes induzidas de Foucault que circulam pela casca do chassis de alumínio e pelo conjunto estrutural do chassis também produzem torques sobre satélites estabilizados por rotação. O principal efeito é a queda de velocidade de rotação, com comportamento quase exponencial. Tais torques podem ser descritos por (Thomas and Cappelari, 1964; Wertz, 1978):

$$\vec{N}_f = p \cdot \vec{B} \times (\vec{B} \times \vec{\omega}), \quad (13)$$

onde: $\vec{\omega}$ é a velocidade angular,

\vec{B} é o campo magnético local, e

p é um coeficiente constante que depende da geometria do satélite e da condutividade do material.

Portanto,

$$\vec{N}_f = p \cdot w [-B_x B_z \hat{i} + B_y B_z \hat{j} - (B_x^2 + B_y^2) \hat{k}] . \quad (14)$$

Wertz (1978) e Smith (1962) apresentam fórmulas para o cálculo do parâmetro p , levando em conta o formato do satélite.

3.3 - TORQUES GRAVITACIONAIS

Os torques gravitacionais são importantes quando o corpo em estudo não possui simetria esférica na distribuição de sua massa, de forma que seus diferentes pontos sejam atraídos por diferentes forças gravitacionais, ou seja, o centro de gravidade do corpo não coincide com o seu centro de massa. Tal configuração na distribuição de massa dá origem ao torque gravitacional, também conhecido por torque de gradiente de gravidade. As

componentes do torque gravitacional escritas em relação a um sistema de eixos x,y e z local (Figura 1) são dadas (Meirovitch, 1970) na forma:

$$\begin{aligned} N_x &= \frac{3GM}{R^3} (I_z - I_y) m n , \\ N_y &= \frac{3GM}{R^3} (I_x - I_z) l n , \\ N_z &= \frac{3GM}{R^3} (I_y - I_x) l m , \end{aligned} \quad (15)$$

onde $GM = \mu$ é a constante planetária, R é o módulo do raio vetor, I_j são os momentos principais de inércia segundo os eixos j, e l, m e n são os cosenos diretores do centro de massa do satélite, definidos por:

$$\begin{aligned} l &= \hat{r} \cdot \hat{i} , \\ m &= \hat{r} \cdot \hat{j} , \\ n &= \hat{r} \cdot \hat{k} , \end{aligned} \quad (16)$$

sendo $\hat{r} = \vec{R}/R$ e \hat{i}, \hat{j} e \hat{k} os versores segundo os eixos da Figura 1. As expressões 15 confirmam a não-existência do torque gravitacional quando o corpo possui simetria esférica de massa.

No caso de um satélite axialmente simétrico, em que $I_x = I_y \neq I_z$, a componente em z do torque se anula, o que resulta em :

$$\vec{N} = N_x \hat{i} + N_y \hat{j} , \quad (17)$$

que substituída nas Expressões 15 fica:

$$\begin{aligned} \vec{N} &= \frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) (\hat{r} \cdot \hat{k}) [(\hat{r} \cdot \hat{i}) \hat{j} - (\hat{r} \cdot \hat{j}) \hat{i}] \\ &= \frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) (\hat{r} \cdot \hat{k}) \hat{r} \times (\hat{j} \times \hat{i}) \end{aligned}$$

e finalmente pode ser escrita na forma:

$$\vec{N} = -\frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) (\hat{r} \cdot \hat{k}) (\hat{r} \times \hat{k}) . \quad (18)$$

O versor \hat{r} na direção do raio vetor do satélite tem componentes no sistema de eixos inerciais,

$$\hat{r} = \begin{bmatrix} p_X \\ p_Y \\ p_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos v \cos \Omega - \sin v \sin \Omega \cos I \\ \cos v \sin \Omega + \sin v \cos \Omega \cos I \\ \sin v \sin I \end{bmatrix} , \quad (19)$$

ou seja:

$$\hat{r} = p_X \hat{i} + p_Y \hat{j} + p_Z \hat{k} , \quad (20)$$

onde $v = \omega + f$, Ω e I são os ângulos de Euler da órbita. Os versores \hat{i} , \hat{j} e \hat{k} podem ser transformados para o sistema local do satélite, ou seja, para o sistema \hat{i} , \hat{j} e \hat{k} , mediante a Relação 5, de forma a obter:

$$\hat{r} = p_X' \hat{i} + p_Y' \hat{j} + p_Z' \hat{k} , \quad (21)$$

onde:

$$\begin{aligned} p_X' &= -\sin \alpha p_X + \cos \alpha p_Y , \\ p_Y' &= -\cos \alpha \sin \delta p_X - \sin \alpha \sin \delta p_Y + \cos \delta p_Z , \\ p_Z' &= \cos \alpha \cos \delta p_X + \sin \alpha \cos \delta p_Y + \sin \delta p_Z \end{aligned} \quad (22)$$

e p_X , p_Y e p_Z são calculados pelas Expressões 19. Assim, os produtos escalar e vetorial da Expressão 18 podem ser desenvolvidos como:

$$\begin{aligned} \hat{r} \cdot \hat{k} &= p_Z' . \\ \hat{r} \times \hat{k} &= -p_X' \hat{j} + p_Y' \hat{i} , \end{aligned} \quad (23)$$

e as componentes do torque no sistema local do satélite podem ser obtidas substituindo as Expressões 23 na Expressão 18, o que resulta em:

$$\begin{aligned} N_x &= -\frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) p_y^- p_z^-, \\ N_y &= + \frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) p_x^- p_z^-. \end{aligned} \quad (24)$$

As Expressões 24 são as componentes do torque gravitacional que atuam num satélite axialmente simétrico, e que podem ser substituídas nas Equações 8 e 2 que resultam nas equações de movimento em altitude do satélite.

4 - DADOS DE ENTRADA E USO DO PROGRAMA

A simulação depende da existência de um arquivo de dados de entrada na área (usercode) do usuário. Na ausência deste arquivo, pode-se utilizar um programa auxiliar para criá-lo, chamado ORB/ATIT/HELP, através do comando CANDE do computador B6900:

RUN \$ (ORBAT) ORB/ATIT/HELP.

Inicialmente o programa auxiliar ORB/ATIT/HELP produz um bloco de informações na tela do terminal. Através de modo interativo de comunicação, o usuário fornece os dados de entrada, e, em seguida, o programa cria o arquivo de dados cujo nome, por "default", é DADOS/ATIT/ENTRADA. O nome do arquivo de dados pode ser alterado em tempo de execução através da redefinição do FILE9, complementando o comando de execução. Por exemplo, desejando criar o arquivo de dados com nome de "ARQ", pode-se executar o programa auxiliar por meio de:

```
RUN $ (ORBAT) ORB/ATIT/HELP;
FILE FILE9 (KIND=DISK,TITLE=ARQ,FILETYPE=7);
```

Deve-se ressaltar que uma vez alterado o nome do arquivo de dados, é necessário

sário que ele seja também redefinido no programa simulador através do FILE9 (ver Seção 6). Segue-se a descrição dos dados de entrada a serem fornecidos e confirmados pelo usuário na mesma sequência pedida pelo programa auxiliar ORB/ATIT/HELP. A abreviação DEF significa o valor "default" do dado de entrada; para maior clareza, às vezes a unidade dimensional também é mostrada.

4.1 - CARACTERÍSTICAS DA CORRIDA DO PROGRAMA

- TEMPO MÁXIMO DE CPU

DEF = 90

UNIDADE = [SEG]

É o tempo máximo permitível de CPU, testado pelo programa de simulação de altitude ORB/ATIT imediatamente após executar cada passo de integração, analizando se o tempo de processamento consumido está próximo daquele estipulado pelo tempo máximo. Caso positivo, a execução do programa simulador é encerrada, salvando o arquivo com os resultados da simulação. O boletim do uso das filas para o computador B6900 indica o tempo máximo para cada fila. Por exemplo, deseja-se uma simulação correspondente a 270 dias, sendo o programa disparado através da fila 3. Neste caso certamente o tempo de CPU será insuficiente. Contudo, definindo para esta variável um valor um pouco menor que o correspondente máximo para a fila 3 (12 min), ou seja, 720 seg., o programa ao atingir este tempo encerra o processamento, evitando o "overflow" de tempo e, portanto, a perda do arquivo com os resultados da simulação processados até então. Há ainda a possibilidade de continuar o processo atribuindo corretamente o valor ao "flag" de atualização, apresentado a seguir.

- FLAG DE ATUALIZAÇÃO

DEF = 0

Assume os valores 0 ou 1;

- O valor 1 atualiza os dados abaixo quando o programa simulador é interrompido pelo controle do tempo de CPU. A atualização ocorre no arquivo de dados de entrada nas seguintes variáveis:

DIA,MÊS,ANO,HORA,MIN,SEG,ELEMENTOS ORBITAIS,
ATITUDE, TEMPO INICIAL

que contém todas as informações para executar novamente o programa como, por exemplo, o instante em que a simulação foi interrompida.

- O valor 0 não realiza as atualizações.

Este dado é importante quando se deseja retomar uma simulação interrompida, devida ao limite de tempo de processamento da fila (ver item tempo máximo de CPU desta seção). A atualização de variáveis (DEF = 1) permite que o usuário dispare novamente o programa sem necessidade de alterar o arquivo de dados de entrada.

4.2 - CONSTANTES E CARACTERÍSTICAS MAGNÉTICAS DO SATELITE

- FLAG DE GRADIENTE DE GRAVIDADE E MOMENTO DE INÉRCIA TRANSVERSAL

DEF = 0 , 9.31

UNIDADE = [-] , [KG*M**2]

Neste caso, o programa não calcula o gradiente de gravidade. Se DEF =1,X, este dado indica que o torque devido ao gradiente de gravidade deve ser calculado. Então, o valor X é o momento de inércia transversal e será considerado no cálculo (ver Seção 3.3).

- MOMENTO DE INÉRCIA DO EIXO DE ROTAÇÃO

DEF = 10

UNIDADE = [KG.M**2]

- PARÂMETRO P (Corrente de Foucault)

DEF = 1925.89

UNIDADE = [A.M**2]

O parâmetro P relaciona a geometria do satélite com a condutividade do material empregado em sua construção. Wertz (1978) e Smith (1962) apresentam exemplos de fórmulas para cálculo de P.

- MOMENTO MAGNÉTICO RESIDUAL NO EIXO DE ROTAÇÃO

DEF = -0.6

UNIDADE = [A*M**2]

- MOMENTO MAGNÉTICO DA BOBINA NO EIXO DE ROTAÇÃO

DEF = 6.0

UNIDADE = [A*M**2]

Expressa o valor nominal absoluto do momento magnético gerado pela bobina de controle de altitude quando acionada. A bobina induz o momento magnético na mesma direção do eixo de spin. O sentido é dado pelo sinal da polaridade.

- POLARIDADE DA BOBINA

DEF = 0

Expressa o sentido (polaridade) do momento magnético devido à bobina. Os valores permissíveis são:

0 - bobina desligada,

1 - bobina ligada com polaridade de tal modo que produza momento nominal,

-1 - bobina ligada com polaridade de tal forma que produza momento nominal invertido.

4.3 - DADOS DE ÓRBITA E ATITUDE INICIAIS

- DIA,MÊS,ANO

DEF = 21,6,1989

- HORA,MIN,SEG

DEF = 0,0,0

- SEMI-EIXO MAIOR

DEF = 7128278

UNIDADE = [METRO]

- EXCENTRICIDADE

DEF = 0

- INCLINAÇÃO

DEF = 25.0

UNIDADE = [GRAU]

- ASCENÇÃO RETA DO NODO ASCENDENTE

DEF = 4.7463

UNIDADE = [GRAU]

- ARGUMENTO DO PERIGEU

DEF = 12.21

UNIDADE [GRAU]

- ANOMALIA MÉDIA

DEF = 0

UNIDADE = [GRAU]

- ASCENÇÃO RETA DO EIXO DE ROTAÇÃO

DEF = 108.23

UNIDADE = [GRAU]

- DECLINAÇÃO DO EIXO DE ROTAÇÃO

DEF = 24.39

UNIDADE = [GRAU]

- VELOCIDADE ANGULAR DO EIXO DE ROTAÇÃO

DEF = 180.0

UNIDADE = [RPM]

4.4 DADOS DE INTEGRAÇÃO

- TEMPO INICIAL DE PROPAGAÇÃO

DEF = 0

UNIDADE = [SEG]

- TEMPO FINAL DE PROPAGAÇÃO

DEF = 6000

UNIDADE = [SEG]

O programa principal é interrompido quando o tempo final é alcançado, ou quando o tempo de CPU estipulado for atingido (ver Seção 4.1).

- PASSO DE INTEGRAÇÃO

DEF = 30.

UNIDADE = [SEG]

Os testes têm mostrado que Runge-Kuttas de alta ordem (RK78 por exemplo) em conjunto com um passo fixo da ordem do período orbital /40 produzem precisão compatível.

- PASSO DE IMPRESSÃO

DEF = 1

Estabelece de quantos em quantos passos de integração dar-se-á a im

Pressão dos resultados no arquivo de saída da simulação.

- MÉTODO DE INTEGRAÇÃO

DEF = 3

Estabelece o método de integração numérica a ser usado conforme o manual de utilização dos integradores (Kondapalli e Kuga, 1986), ou seja:

1 para RK 24,

2 para RK 45,

3 para RK 78.

Outros métodos foram testados e comprometeram o resultado da simulação. O método mais recomendado é o RK78 (DEF = 3).

- TOLERÂNCIA DO INTEGRADOR

DEF = 0

Refere-se aos valores dos erros absoluto e relativo tolerados no processo de integração. Para os valores diferentes de zero, ajusta-se o passo interno do integrador automaticamente de acordo com a faixa de erro definida. Para o valor nulo, considera-se uma integração de passo fixo.

4.5 - MODELO DO CAMPO GEOMAGNÉTICO

- TRUNCAMENTO DOS HARMÔNICOS

DEF = 1

Define o número de harmônicos a serem utilizados no cálculo do campo geomagnético e é o critério para a seleção da rotina de modelagem geomagnética. Para o valor 1 toma-se o modelo do dipolo magnético (sub-rotina DIPOL0). Para os valores de 2 a 10 usam-se as sub-rotinas desenvolvidas por Lopes et alii (1983). O valor máximo permitido é 10.

5 - EXEMPLO DE USO DO PROGRAMA AUXILIAR

Uma vez acionado o programa auxiliar ORB/ATIT/HELP por meio de:

RUN \$ (ORBAT) ORB/ATIT/HELP ,

o programa inicia um diálogo interativo com o usuário. A Figura 2 mostra um exemplo.

```
R$CORBAT)JRD/ATIT/HELP;FILE FILE9(KIND=DISK,TITLE=ARQ,FILETYPE=7)
#RUNNING 0139
```

***** A T E N C A O *****

ESTE PROGRAMA CRIA O ARQUIVO DE DADOS DE ENTRADA
CUJO NOME POR DEFAULT SERA SCADOS/ATIT/ENIRADAO. NO
CASO DE SE DESEJAR OUTRO NOME PARA TAL ARQUIVO DE
ENTRADA, O USUARIO DEVE REDEFINIR-LO EM TEMPO DE EXE-
CUCAO, ATRAVES DO FILE9. TAMBEM APRESENTA VALORES
PRE-DEFINIDOS POR DEFAULT. CUMPTE AO USUARIO PODI-
FICAR LAS CONFORME SUAS CONDIÇOES DE SIMULACAO. AS IN-
FORMACOES MODIFICADAS SERAO NOVAMENTE APRESENTADAS
CONFIRMANDO AS ALTERACOES. AS INFORMACOES SERAO LI-
DAS EM FORMATO LIVRE.

PARA PROSEGUIR, DIGITE:

- 0 PARA NAO ALTERAR AS INFORMACOES
- 1 PARA ALTERAR AS INFORMACOES

AGUARDE A CONFIRMACAO SEMPRE QUE ALTERAR.

** OBSERVACAO **

SUGERE-SE QUE AS ALTERACOES NO ARQUIVO DE DADOS
SEJAM REALIZADAS ATRAVES DESTE PROGRAMA.

ENTER 0 TO CONTINUE,

#?

0

EXISTE ARQUIVO DE DADOS DE ENTRADA(SIM=1/NAO=0),

0

ALTERACAO DE INFORMACOES(SIM=1/NAO=0),

1

ENTRE 0 - CONTINUAR,

1 - MODIFICAR VALOR,

TEMPO MAXIMO DE CPU (SEG) (90)

90.0,

0

FLAG DE ATUALIZACAO (0)

0.0,

0

GRAVIDADE(0),M. INERCIA TRANSV. (KG.M**2)(9.31)

0.0, 9.31,

0

MOM. INERCIA - EIXO SPIN - (KG.M**2) (10.0)

10.0,

0

PARAMETRO P (H***4/0HM) (1925.89)

1925.89,

0

MOM. MAGNETICO RESIDUAL (A*M**2) (-0.6)

-0.6,

1

Fig. 2 - Entrada de dados para o programa ORB/ATIT/HELP
(continua)

NOVO VALOR?
-587
ALTERACAO DE:: -0.6, PARA:: -0.587,
MOM. MAGNETICO BURINA (A*M**?) (6.0)
6.0,
0
POLARICADE MAGNETICA (-1,C1) (0)
0.0,
0
DIA , MES , ANO (21,6,1989)
21.0, 6.0, 1989.0.
1
NOVO VALOR?
31.1,1989
ALTERACAO DE:: 21.0, 6.0, 1989.0, PARA:: 31.0, 1.0, 1989.0,
HORA , MIN , SEG (0,0,0)
0.0, 0.0, 0.0,
1
NOVO VALOR?
4,15,0
ALTERACAO DE:: 0.0, 0.0, 0.0, PARA:: 4.0, 15.0, 0.0,
SEMI-EIXO MAIOR (M) (7128278.0)
7128278.0,
7078172
ENTRE 0 - CONTINUAR,
1 - MODIFICAR VALOR,
1
NOVO VALOR?
7078172
ALTERACAO DE:: 7128278.0, PARA:: 7078172.0,
E X C E N T R I C I D A D E (0.0)
0.0,
1
NOVO VALOR?
0.04238
ALTERACAO DE:: 0.0, PARA:: 0.04238,
INCLINACAO (GRAU) (25.0)
25.0,
1
NOVO VALOR?
23.828
ALTERACAO DE:: 25.0, PARA:: 23.828,
LONG. DO AODO ASCENDENTE (GRAU) (4.7463)
4.7463,
0
ARGUMENTO DO PERIGEO (GRAU) (12.26)
12.26,
0
ANOMALIA MEDIA (GRAU) (0.0)
0.0,
0
ASCENCAO RETA (GRAU) (108.23)
108.23,
0
DECLINACAO (GRAU) (24.39)
24.39,
0
VELOC. ANG. DO EIXO DE ROTACAO (RPM) (180.0)
180.0,
0

Fig. 2 - (continuação)

```
TEMPO      INICIAL      (SEG)      ( 0 )
0.0,
0
TEMPO      FINAL       (SEG)      ( 6000 )
6000.0,
0
PASSO      INTEGRACAO   (SEG)      ( 30 )
30.0,
1
NOVO VALOR?,
200
ALTERACAO DE:, 30.0, PARA:, 200.0,
PASSO      IMPRESSAO   N      (N*F.INT) ( 1 )
1.0,
0
METODO      DE      INTEGRACAO (2=RK45;3=RK78) ( 3 )
3.0,
0
TOLERANCIA DO INTEGRADOR (FIXE=0)      ( 0 )
0.0,
0
TRUNCAMENTO DOS HARMONICOS      ( 1 )
1.0,
0
#ET=4.0 PT=1.1 IC=2.4
```

Fig. 2 - (conclusão)

Em seguida, o programa cria um arquivo cujo nome, por "default", é DADOS/ATIT/ENTRADA (ver Seção 4), que será utilizado como arquivo de entrada do programa simulador de atitude ORB/ATIT (ver Seção 6). a Figura 3 mostra o arquivo criado para o exemplo apresentado na Figura 2.

TEMPO	MÁXIMO DE CPU (SEG)	(90)
90.0,	FLAG DE ATUALIZAÇÃO	(0)
0,	GRAVIDADE(0),M. INERCIA TRANSV. (KG.M**2)(9.31)	
0, 9.31,	MOM. INERCIA - EIXO SPIN - (KG.M**2) (10.0)	
10.0,	PARAMETRO P (M**4/0HM) (1925.89)	
1925.89,	MOM. MAGNETICO RESIDUAL (A**2) (-0.6)	
-0.587,	MOM. MAGNETICO BOBINA (A**2) (6.0)	
6.0,	POLARIDADE MAGNETICA (-1,0,1) (0)	
0.0,	DIA , MES , ANO (21,6,1989)	
31.0, 1.0, 1989.0,	HORA , MIN , SEG (0,0,0)	
4.0, 15.0, 0.0,	SEMI-EIXO MAIOR (M) (7126278.0)	
7078172.0,	E X C E N T R I C I D A D E (0.0)	
0.04238,	INCLINAÇÃO (GRAU) (25.0)	
23.828,	LÓG. DO VÔO ASCENDENTE (GRAU) (4.7463)	
4.7463,	ARGUMENTO DO PERIGUEU (GRAU) (12.26)	
12.26,	ANOMALIA MÉDIA (GRAU) (0.0)	
0.0,	ASCENÇÃO RETA (GRAU) (108.23)	
108.23,	DECLINAÇÃO (GRAU) (24.39)	
24.39,	VELUC. ANG. DO EIXO DE ROTACAO (RPM) (180.0)	
180.0,	TEMPO INICIAL (SEG) (0)	
0.0,	TEMPO FINAL (SEG) (6000)	
6000.0,	PASSO INTEGRACAO (SEG) (30)	
200.0,	PASSO IMPRESSAO N (N=POINT) (1)	
1.0,	MÉTODO DE INTEGRACAO (2=RK45;3=RK78) (3)	
3,	TOLERANCIA DO INTEGRADOR (FIXO=0) (0)	
0.0,	TRUNCAMENTO DOS HARMONICOS (1)	
1,		

Fig. 3 - Arquivo DADOS/ATIT/ENTRADA

6 - PROGRAMA SIMULADOR DE ATITUDE

Uma vez construído o arquivo de dados de entrada (pelo usuário, ou utilizando o programa auxiliar ORB/ATIT/HELP conforme descrito na Seção 4), executa-se o programa simulador de acordo com o comando:

RUN \$ (ORBAT) ORB/ATIT

Inicialmente o programa simulador lê o arquivo de dados DADOS/ATIT/ENTRADA e gera um boletim informativo sobre estes dados de entrada e das decisões, conforme as orientações dadas pelo arquivo. Para que o boletim seja listado na impressora, ao invés de na tela do terminal, deve-se redefinir FILE FILE6(KIND=PRINTER), complementando o comando de execução acima. Se o nome do arquivo de dados gerado pelo usuário ou pelo programa ORB/ATIT/HELP não for o "default", i.e., não for o arquivo DADOS/ATIT/ENTRADA, deve-se redefinir o arquivo no início da execução, adicionando aos comandos de execução o seguinte comando:

FILE FILE9(KIND=DISK,TITLE=novo-nome,FILETYPE=7).

Durante o processamento será criado e preenchido um novo arquivo, com o nome, por "default", de DADOS/ATIT/SAÍDA, contendo os resultados da simulação, os quais podem ser lidos em formatação livre. O nome deste novo arquivo também pode ser redefinido, através do FILE 60, obedecendo os critérios de geração de arquivos em disco, ou seja, definindo a espécie (KIND=DISK), o seu novo título (TITLE=novo-nome-da-saída) e o tipo de arquivo (FILETYPE=7). Este arquivo de saída conterá num registro as seguintes 12 variáveis na mesma sequência e em formato livre:

DATA JULIANA MODIFICADA, TEMPO (seg), TEMPO SIDERAL (rad), ASCENÇÃO RETA (rad), DECLINAÇÃO (rad), VELOCIDADE ANGULAR (rad/seg) e os ELEMENTOS KEPLERIANOS (Semi-eixo maior em metros e ângulos em radianos) na sequência:

SEMI-EIXO MAIOR, EXCENTRICIDADE, INCLINAÇÃO, ASCENÇÃO RETA DO NODO ASCENDENTE, ARGUMENTO DO PERIGEU E ANOMALIA MÉDIA.

7 - EXEMPLO DE USO DO PROGRAMA SIMULADOR DE ATITUDE

Uma vez acionado o programa simulador de atitude ORB/ATIT por meio de:

```
RUN $ (ORBAT) ORB/ATIT ,
```

o programa lê o arquivo de dados de entrada (ver Seção 4) e imprime inicialmente um relatório com a especificação dos dados lidos. A Figura 4 mostra o relatório dos dados lidos, gerado pelo arquivo exemplo da Seção 5.

RELATORIO DOS DADOS DE ENTRADA
#####

TEMPO DE CPU MAX(SEG) = 90.

CARACTERISTICAS DO SATELITE:

1 - MOMENTUS DE INERCIA (KG*M**2) = IX = IY = 0.000 IZ = 10.000
2 - PARAMETRO P (M**4/CHM) = 1925.890
3 - MOM. MAG. RESIDUAL (A*M**2) = -0.600
4 - MOM. MAX. BOBINA (A*M**2) = 6.000
5 - POLARICADE MAG. BOBINA (-1.0.+1)= 0

DATA (D / M / A): 17 / 12 / 1986
HORARIO (HH:MM:SS): 0: 0: 0

ELEMENTOS ORBITAIS:

SEMI EIXO MAIOR	(M)	= 7129278.000
EXCENTRICIDADE		= 0.0000000
INCLINACAO	(GRAU)	= 25.0000
ARG. NODO ASCENDENTE	(GRAU)	= 4.7463
ARG. PERIGEO	(GRAU)	= 12.2600
ANOMALIA MEDIA	(GRAU)	= 0.0000

ATITUDE INICIAL:

ASCENCAO RETA = 108.2300 (GRAU)
DECLINACAO = 24.3900 (GRAU)
VELOC. SPIN = 180.0000 (RPM)

CARACTERISTICAS DA INTEGRACAO:

1 - DADOS PARA INTEGRACAO
TEMPO INICIAL 0. (SEG)
TEMPO FINAL 300. (SEG)
PASSO INTEGR. 30. (SEG)
PASSO IMPRESSAO 1*DTI
METODO DE INTEGRACAO RK 78
PASSO FIXO
2 - USO DA SUBROTINA DIPOLC

Fig. 4 - Relatório dos dados de entrada

Em seguida, o programa processa os dados segundo a modelagem desenvolvida (ver Seções 2 e 3), e produz um arquivo de saída cujo nome, por "default", é DADOS/ATIT/SAÍDA. A Figura 5 mostra um exemplo dos dados de saída produzidos, os quais estão formatados de maneira a permitir a leitura em formato livre, com as 12 variáveis descritas na Seção 6.

DADOS/ATIT/SAIDA (08/27/87)

9:50 AM THURSDAY, AUGUST 27, 1987

47558,	15300,	3.3387963,	1.5588970,	0.425686,	18.849556,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.082839,	0.213977,	0.000000,
47558,	15500,	3.402548,	1.3888577,	C.425687,	18.849166,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.082581,	0.214426,	0.212252,
47558,	15700,	3.417132,	1.8888986,	0.425679,	18.848639,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.082323,	0.214875,	0.424503,
47558,	15900,	3.431716,	1.889001,	0.425663,	18.848033,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.082065,	0.215324,	0.636755,
47558,	16100,	3.446300,	1.389025,	C.425641,	18.847464,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.081807,	0.215773,	0.849007,
47558,	16300,	3.460885,	1.889051,	0.425617,	18.847021,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.081549,	0.216222,	1.061258,
47558,	16500,	3.475469,	1.889073,	C.425594,	18.846703,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.081291,	0.216671,	1.273510,
47558,	16700,	3.490053,	1.889087,	C.425576,	18.846439,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.081033,	0.217120,	1.485762,
47558,	16900,	3.504637,	1.889095,	0.425563,	18.846149,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.080775,	0.217569,	1.698013,
47558,	17100,	3.519222,	1.889100,	0.425558,	18.845791,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.080517,	0.218018,	1.910265,
47558,	17300,	3.533806,	1.889107,	C.425559,	18.845381,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.080259,	0.218467,	2.122517,
47558,	17500,	3.548390,	1.889117,	0.425566,	18.844973,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.080001,	0.218916,	2.334768,
47558,	17700,	3.562974,	1.889130,	C.425575,	18.844619,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.079743,	0.219365,	2.547020,
47558,	17900,	3.577558,	1.889145,	C.425586,	18.844345,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.079486,	C.219814,	2.759272,
47558,	18100,	3.592143,	1.389158,	0.425594,	18.844136,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.079228,	C.220263,	2.971523,
47558,	18300,	3.606727,	1.889168,	C.425599,	18.843945,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.078970,	0.220712,	3.183775,
47558,	18500,	3.621311,	1.889175,	C.425600,	18.843717,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.078712,	C.221160,	3.396027,
47558,	18700,	3.635895,	1.889182,	0.425595,	18.843417,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.078454,	C.221609,	3.608278,
47558,	18900,	3.650480,	1.889192,	C.425584,	18.843044,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.078196,	0.222058,	3.820530,
47558,	19100,	3.665064,	1.889208,	C.425570,	18.842634,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.077938,	C.222507,	4.032781,
47558,	19300,	3.679648,	1.889228,	C.425551,	18.842245,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.077680,	C.222956,	4.245033,
47558,	19500,	3.694232,	1.889249,	C.425531,	18.841914,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.077422,	0.223405,	4.457285,
47558,	19700,	3.708817,	1.889268,	C.425511,	18.841637,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.077164,	C.223854,	4.669536,
47558,	19900,	3.723401,	1.889281,	C.425494,	18.841355,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.076906,	0.224303,	4.881788,
47558,	20100,	3.737985,	1.889288,	C.425482,	18.840991,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.076648,	0.224752,	5.094040,
47558,	20300,	3.752568,	1.889293,	C.425477,	18.840498,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.076390,	0.225201,	5.306291,
47558,	20500,	3.767153,	1.889302,	C.425481,	18.839913,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.076133,	C.225650,	5.518543,
47558,	20700,	3.781738,	1.889318,	C.425491,	18.839334,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.075875,	0.226099,	5.730795,
47558,	20900,	3.796322,	1.889337,	C.425506,	18.838858,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.075617,	C.226548,	5.943046,
47558,	21100,	3.810906,	1.889355,	0.425519,	18.838496,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.075359,	0.226997,	6.155298,
47558,	21300,	3.825490,	1.889367,	C.425528,	18.838168,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.075101,	0.227446,	6.084364,
47558,	21500,	3.840075,	1.889375,	0.425523,	18.837768,	7078172.00,	C.042380,	0.415877,	0.074843,	0.227895,	0.296616,

25

Fig. 5 - Arquivo de dados de saída

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- KONDAPALLI, R.R.; KUGA, H.K. *Manual de uso de um conjunto de integradores numéricos para problemas de condições iniciais.* São José dos Campos , INPE, março 1986 (INPE-3830-RPI/154).
- LOPES, R.V.F.; CARRARA, V.; KUGA, H.K.; MEDEIROS, V.M. *Cálculo recursivo do vetor campo magnético.* São José dos Campos, INPE, set. 1983 (INPE-2865-PRE/400).
- MEIROVITCH, L. *Methods of analytical dynamics.* NY, McGRAW, 1970.
- SMITH, G.L. *A theoretical study of the torques induced by a magnetic field on rotating cylinders and spinning thin-wall cones, cones frustums, and general body of revolution.* Washington, DC, NASA, 1962 (NASA TR R-129).
- THOMAS, L.C.; CAPELLARI, J.O. Attitude determination and prediction of spin stabilized satellites. *The Bell System Technical Journal*, pp. 2169-2193, Sept. 1964.
- WERTZ, J.R. *Spacecraft attitude determination.* London, D. Reidel, 1978.