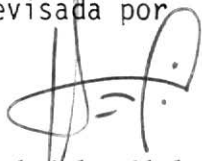

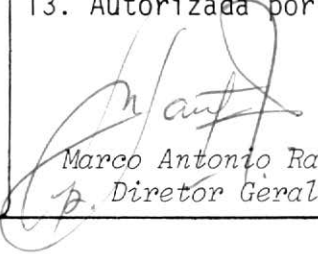


1. Publicação nº <i>INPE-4411-NTE/276</i>	2. Versão	3. Data <i>Outubro 1987</i>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DMC-6300</i>	Programa <i>A7651 - 510912</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>DETERMINAÇÃO PRELIMINAR DE ÓRBITA</i>			
7. C.D.U.: <i>521.3:629.783</i>			
8. Título <i>INPE-4411-NTE/276</i> <i>ALGORITMOS DE DETERMINAÇÃO PRELIMINAR DE ÓRBITA: APLICAÇÃO AO SATÉLITE BRASILEIRO</i>		10. Páginas: <i>22</i>	
		11. Última página: <i>17</i>	
9. Autoria <i>Hélio Koiti Kuga</i>		12. Revisada por  <i>Hans Ulrich Pilchowski</i>	
Assinatura responsável 		13. Autorizada por  <i>Marco Antonio Raupp</i> <i>p. Diretor Geral</i>	
14. Resumo/Notas <i>Comparou-se a performance de quatro algoritmos de determinação preliminar de órbita, a saber: o método de Gauss, o método das séries f e g, o método de Herrick-Gibbs e um método modificado proposto pelo autor. Aplicaram-se os algoritmos para as condições de lançamento do primeiro satélite da MECB. Os resultados foram ilustrados e comentados.</i>			
15. Observações			

ABSTRACT

The performance of four preliminary orbit determination algorithms, namely: the Gauss method, f and g series method, Herrick - Gibbs method, and a modified method proposed by the author was compared. They were applied to the launching conditions of the first satellite of MECB. Results were depicted and commented.

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 - <u>INTRODUÇÃO</u>	1
2 - <u>MÉTODOS DE DETERMINAÇÃO PRELIMINAR DE ÓRBITA</u>	1
2.1 - Método de Gauss	3
2.2 - Método das séries f e g	4
2.3 - Método de HERRICK-GIBBS	5
2.4 - Método modificado	5
3 - <u>APLICAÇÃO PARA O SATÉLITE BRASILEIRO</u>	7
4 - <u>COMENTÁRIOS</u>	16
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	17

1 - INTRODUÇÃO

Este trabalho apresenta a performance de quatro algoritmos de determinação preliminar de órbita a partir de $m \geq 2$ vetores posição do satélite. Estes métodos selecionados são os possíveis candidatos para integrar o "software" de determinação preliminar de órbita para o primeiro satélite da MECB. Além disto, a performance dos métodos foi aferida através de simulações com relação à órbita prevista para o satélite brasileiro. As condições de teste correspondem às primeiras órbitas do satélite a partir do ponto de injeção, onde a determinação preliminar de órbita é crítica e fundamental. Escolheu-se o método de Monte Carlo com amostra de 300 simulações, cada qual com erros iniciais diferentes, gerados aleatoriamente, de modo a obter maior confiabilidade nos resultados. Apresentam-se resultados desses testes, os quais contêm informações importantes para qualificar a utilização dos algoritmos sob diversas condições.

2 - MÉTODOS DE DETERMINAÇÃO PRELIMINAR DE ÓRBITA

Os métodos a serem discutidos assumem basicamente a existência e o conhecimento de, pelo menos, dois vetores posição em instantes distintos. Os métodos foram compilados a partir de Escobal (1965) e NASA (1976) e selecionados entre os que aparentemente são os mais práticos para utilização. Dentre os métodos selecionados estão:

- o método de Gauss,
- o método das séries f e g,
- o método de Herrick-Gibbs, e
- o método modificado.

O método modificado proposto pelo autor do presente trabalho é uma modificação do procedimento desenvolvido pela NASA (1976), que será exposto a seguir. Os outros métodos estão claramente explicados nas referências, de maneira que não cabe aqui uma repetição. Somente uma sinopse será feita.

O primeiro passo antes da aplicação destes métodos é a obtenção dos vetores posição a partir das observações feitas por estações de rastreamento do satélite, cuja órbita se pretende determinar. Em geral, as observações mais usuais são as de "range", "range-rate", azimute e elevação. Como exemplo, calcular-se-á o vetor posição dadas as observações de "range" ρ , azimute A e elevação h , efetuadas por uma estação de rastreamento no mesmo instante. Assim:

a) dadas as coordenadas da estação:

θ_e = tempo sideral da estação,

ϕ_e = latitude geodésica da estação, e

h_e = altitude da estação;

b) e as observações ρ , A , e h , têm-se os seguintes passos:

Passo 1: obter as coordenadas inerciais de posição da estação

$$R_e = (X_e, Y_e, Z_e) ,$$

ou seja,

$$\theta_e, \phi_e, h_e \rightarrow X_e, Y_e, Z_e .$$

Esta transformação é simples (Escobar, 1965), podendo ser utilizada a sub-rotina ORB01, por exemplo (Kuga et alii, 1981).

Passo 2: formar o vetor "range" topocêntrico ρ_T :

$$\rho_T = \rho \begin{pmatrix} -cA & ch \\ sA & ch \\ sh \end{pmatrix} , \quad c = \cos, \quad s = \text{sen}.$$

Passo 3: calcular o vetor "range" inercial ρ_I :

$$\rho_I = R(\theta_e, \phi_e) \rho_T,$$

onde:

$$R(\theta_e, \phi_e) = \begin{pmatrix} s\phi_e & c\theta_e & -s\theta_e & c\theta_e & c\phi_e \\ s\phi_e & s\theta_e & c\theta_e & s\theta_e & c\phi_e \\ -c\phi_e & 0 & 0 & s\phi_e & 0 \end{pmatrix}$$

Passo 4: calcular o vetor posição inercial do satélite por:

$$\vec{r} = \vec{R}_e + \vec{\rho}_I.$$

Se somente observações de A e h estiverem disponíveis, o vetor posição pode ser calculado pelo método de Laplace (Escobal, 1965). Outras combinações também são abordadas nesta mesma referência. Uma vez obtidos os vetores posição em vários instantes distintos, pode-se proceder à determinação preliminar de órbita pelos métodos propostos.

2.1 - MÉTODO DE GAUSS

A filosofia e a descrição do método de Gauss está descrita em Escobal (1965, p. 188-197). O algoritmo computacional foi implementado exatamente como proposto na referência. Basicamente o método de Gauss introduz uma aproximação kepleriana para o arco de órbita, que, em conjunto com as equações do movimento kepleriano, fornece o vetor velocidade a partir de dois vetores posição em dois instantes distintos (veja Figura 1).

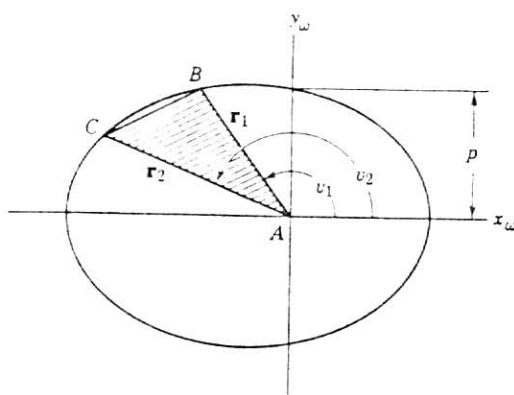


Fig. 1 - Triângulo superposto ao setor de uma elipse.
Fonte: Escobal(1965) p. 189.

Tomando a relação entre a área do triângulo ABC e a área do setor elíptico, obtém-se uma equação que relaciona os vetores posição a parâmetros orbitais. O algoritmo evolui de maneira a introduzir equações da dinâmica dos dois corpos até a solução final, qual seja, a determinação do vetor velocidade.

2.2 - MÉTODOS DAS SÉRIES f E g

Este método parte da equação diferencial do movimento kepleriano em coordenadas cartesianas para, a partir de expansão em séries desta equação e a partir de dois vetores posição em dois instantes distintos ,

obter o vetor velocidade (Escobal,1965, p. 217-223). É um método bastante simples e robusto, cuja validade se estende também para órbitas hiperbólicas e parabólicas. Em relação ao método de Gauss, este algoritmo é de convergência mais lenta, porém sua propriedade de robustez permite classificá-lo como método de reserva para o método de Gauss. As séries f e g foram truncadas no termo de ordem 8, e as séries \dot{f} e \dot{g} foram truncadas no termo 7, no algoritmo computacional implementado (Escobal,1965, p. 107-110).

2.3 - MÉTODO DE HERRICK-GIBBS

O método de Herrick-Gibbs difere dos métodos anteriores, pois pode determinar a órbita a partir de observações redundantes. Em outras palavras, obtém-se a órbita a partir do conhecimento de três vetores posição em três instantes distintos. O método de Gibbs impõe a coplanaridade entre os três vetores posição para chegar ao vetor velocidade. Para maiores detalhes veja Escobal(1965), pg. 305-307).

2.4 - MÉTODO MODIFICADO

Este método foi baseado essencialmente naquele proposto em NASA(1976). O principal mérito deste método é o de utilizar todas as observações disponíveis para determinar a órbita. Em outras palavras, sempre que duas observações forem disponíveis, o algoritmo pode usá-las todas para obter a determinação do vetor velocidade no ponto desejado. Para ajustar a órbita kepleriana aos m vetores posição, usam-se as séries f e g de acordo com:

$$\vec{r}_i = f_i \vec{r}_0 + g_i \dot{\vec{r}}_0, \quad i=1,2,\dots,m, \quad (1)$$

onde \vec{r}_0 e $\dot{\vec{r}}_0$ são os vetores posição e velocidade da época de referência na qual se deseja determinar a órbita, e f_i e g_i são as funções que propagam a órbita kepleriana da época de referência até o instante do vetor r_i .

Multiplicando ambos os membros por f_i e aplicando uma somatória em i têm-se:

$$\sum f_i \vec{r}_i = \sum f_i^2 \vec{r}_0 + \sum f_i g_i \dot{\vec{r}}_0 \quad (2)$$

Da mesma forma, multiplicando a Equação 1 por g_i têm-se:

$$\sum g_i \vec{r}_i = \sum f_i g_i \vec{r}_0 + \sum g_i^2 \dot{\vec{r}}_0 \quad (3)$$

Resolvendo as Equações 2 e 3 simultaneamente para \vec{r}_0 e $\dot{\vec{r}}_0$, têm-se que (NASA, 1976):

$$\vec{r}_0 = \frac{\sum g_i^2 \sum f_i \vec{r}_i - \sum f_i g_i \sum g_i \vec{r}_i}{\sum f_i^2 \sum g_i^2 - (\sum f_i g_i)^2}, \quad (4)$$

$$\dot{\vec{r}}_0 = \frac{\sum f_i^2 \sum g_i \vec{r}_i - \sum f_i g_i \sum f_i \vec{r}_i}{\sum f_i^2 \sum g_i^2 - (\sum f_i g_i)^2}.$$

Essas equações são resolvidas iterativamente por aproximações sucessivas melhores para f_i e g_i . A dificuldade aqui é o "chute" inicial para \vec{r}_0 a fim de avaliar as séries f_i e g_i , uma vez que estas são funções também do vetor velocidade.

A partir daí o algoritmo difere daquele proposto em NASA(1976 p. 9.24). A fim de obter uma primeira aproximação para $\dot{\vec{r}}_0$, usa-se o método de Gauss ou o das séries f e g (Seções 2.1 e 2.2). Uma vez obtidos \vec{r}_0 e $\dot{\vec{r}}_0$ iniciais, calculam-se as séries f_i e g_i a partir das expansões utilizadas na Seção 2.2 (conforme Escobar, 1965, pg.107-110), ao invés da metodologia proposta em NASA(1976). Então, o procedimento torna-se iterativo, até que os vetores \vec{r}_0 e $\dot{\vec{r}}_0$ não mais variem.

Este procedimento é uma maneira de ponderar as observações, uma vez que ele considera muito mais informações (m vetores posição) do que os métodos anteriores, eliminando assim uma possível tendenciosidade na determinação de órbita devido ao fato de escolher, por azar, observações mal condicionadas (tendenciosas ou com grande desvio-padrão). Os métodos anteriores (Gauss, f e g, e Herrick-Gibbs) podem ser utilizados para inicializar este método. Simulações realizadas para um caso particular (Seção 3) irão mostrar que este método produz os melhores resultados, apesar de ser o mais oneroso computacionalmente.

3 - APLICAÇÃO PARA O SATÉLITE BRASILEIRO

Os métodos de determinação foram testados para a órbita prevista para o primeiro satélite da MECB. Inicialmente simularam-se as primeiras órbitas do ponto de injeção para aferir a precisão dos métodos de determinação preliminar. Usou-se um simulador numérico de órbita (Kuga e Silva, 1984) com os seguintes dados:

- tempo inicial: 1989/02/20 10:00 horas GMT;

- elementos orbitais:

a = semi-eixo maior = 7078160 m,

e = excentricidade = 0,

i = inclinação = 25° ,

Ω = longitude do nodo ascendente = $260,524^{\circ}$,

ω = argumento do perigeu = $12,26^{\circ}$,

M = anomalia média = 0° ;

- perturbações:

- geopotencial com coeficientes zonais até 6 e tesserais/setoriais até 4,

- arrasto atmosférico com:

- área/massa = $0,07 \text{ m}^2/\text{kg}$,
- coeficiente de arrasto $C_D = 2$,
- fluxo solar = 180,
- fluxo solar médio = 120
- atividade planetária $A_p = 10$;

- precisão na integração: 10^{-9} de tolerância relativa e absoluta.

Em seguida, simularam-se as observações coletadas, com espaçamento constante de 1 minuto, por 3 estações de rastreamento, a saber:

1) Mas Palomas

longitude leste $\lambda = -15,34^{\circ}$,
latitude geodésica $\phi = 27,46^{\circ}$,
altitude $H = 0 \text{ m}$.

2) Kourou

$\lambda = -52,816^{\circ}$
 $\phi = 5,250^{\circ}$
 $H = -180\text{m}$

3) Cuiabá

$\lambda = -56,100^{\circ}$,
 $\phi = -15,530^{\circ}$,
 $H = 277 \text{ m}$.

A Tabela 1 fornece a situação das estações em relação à órbita e em relação à passagem. Não foi considerada a hipótese de perda de sinal dentro do intervalo de visibilidade da passagem do satélite pela estação. Foi utilizada a seguinte nomenclatura:

h_{\max} = elevação máxima da antena na passagem, em graus; e

Δt_{\max} = intervalo máximo de visibilidade, em minutos.

TABELA 1

SITUAÇÃO DA ÓRBITA EM RELAÇÃO ÀS ESTAÇÕES DE RASTREAMENTO

Número da passagem	1-Mas Palomas		2-Kourou		3-Cuiabá	
	h_{\max}	Δt_{\max}	h_{\max}	Δt_{\max}	h_{\max}	Δt_{\max}
1	15	12	-	-	-	-
2	38	14	79	14	10	10
3	62	14	24	13	-	-
4	57	13	10	10	-	-
5	31	13	7	8	-	-
6	11	10	11	11	-	-
7	-	-	30	13	-	-
8	-	-	68	14	9	10
9	-	-	17	12	37	13
10	-	-	2	5	62	13

Pela Tabela 1 as seguintes conclusões podem ser extraídas:

- a passagem 1 é pobre em informações, e a precisão da determinação de órbita provavelmente estará deteriorada em virtude da máxima elevação ser de 15° ;
- as condições para a determinação preliminar de órbita nas passagens 2 e 3 usando as estações 1 e 2 simultaneamente são excepcionais.

A questão mais importante aqui é verificar se a determinação preliminar feita na passagem 1 ainda permitirá o rastreamento do satélite na passagem 2, já que a passagem 1 é bastante ruim em termos de determinação

preliminar de órbita.

Para simular uma aplicação prática, optou-se pelo método de Monte Carlo. Foram utilizados os seguintes erros aleatórios gaussianos para corromper as observações de "range", azimute e elevação, consideradas iguais para as três estações de rastreamento, a saber;

$$\begin{aligned}\sigma_{\rho} &= 200 \text{ m,} \\ \sigma_A &= 0,05^{\circ}, \\ \sigma_h &= 0,05^{\circ} .\end{aligned}\tag{5}$$

O tamanho da amostra foi sendo gradativamente aumentado até que o desvio-padrão, em relação à média, da variável considerada não mais variasse. Uma amostra contendo 300 simulações foi, por fim, considerada suficiente.

A figura 2 mostra o arquivo de dados utilizado com as observações de A, h, e ρ reais, i.e, sem a corrupção dos erros da Expressão 5. A seguinte nomenclatura é utilizada: o número do registro corresponde à primeira coluna; os dados referentes àquele registro são os contidos na linha correspondente.

reg.	t(min)	est.	A(°)	h(°)	ρ(m)
1	4.0	1	182.858	11.738	2032739.6
2	5.0	1	171.056	13.864	1899021.2
3	6.0	1	157.834	14.847	1842077.0
4	7.0	1	144.364	14.384	1869214.4
5	8.0	1	131.955	12.624	1976949.5
6	9.0	1	121.389	10.037	2152933.7
7	94.0	2	245.023	12.184	2003978.2
8	95.0	3	331.387	10.139	2140903.8
9	95.0	2	245.374	18.809	1637301.5
10	96.0	2	245.980	28.176	1288101.9
11	97.0	2	247.282	42.776	977189.5
12	98.0	2	252.216	66.766	755195.9
13	99.0	2	45.097	79.093	711910.0
14	100.0	2	59.404	50.936	874404.1
15	101.0	2	61.399	33.150	1158737.8
16	102.0	2	62.217	22.117	1496328.2
17	103.0	2	62.680	14.605	1857506.8
18	107.0	1	226.727	14.819	1844577.3
19	108.0	1	218.879	21.152	1534849.0
20	109.0	1	206.261	28.641	1274915.7
21	110.0	1	185.746	35.719	1101874.4
22	111.0	1	157.774	37.844	1059947.0
23	112.0	1	132.346	32.905	1163579.8
24	113.0	1	115.647	25.253	1380106.9
25	114.0	1	105.466	18.208	1665517.2
26	115.0	1	98.984	12.402	1989638.8

Fig. 2 - Arquivo de dados utilizados.

Para cada uma das 300 simulações, os valores A, h, e ρ foram corrompidos com erros aleatórios gaussianos com sementes diferentes a cada simulação e com as variâncias especificadas conforme a Expressão 5. Os parâmetros escolhidos para análise são:

$$\Delta^2_{r_i} = (x_i - \bar{x})^2 + (y_i - \bar{y})^2 + (z_i - \bar{z})^2,$$

$$\Delta^2_{v_i} = (\dot{x}_i - \dot{\bar{x}})^2 + (\dot{y}_i - \dot{\bar{y}})^2 + (\dot{z}_i - \dot{\bar{z}})^2,$$

onde Δr_i e Δv_i são os erros em posição e velocidade para a simulação i . As variáveis com barra superior representam os valores reais da órbita, produzidas pelo simulador numérico de órbita; e as variáveis sem barra representam os valores determinados pelos algoritmos de determinação preliminar de órbita. Outros parâmetros são:

$$\Delta \bar{r} = \frac{1}{300} \sum_{i=1}^{300} \Delta r_i ,$$

$$\Delta \bar{v} = \frac{1}{300} \sum_{i=1}^{300} \Delta v_i ,$$

$$\sigma_{\Delta r} = \frac{1}{300} \sum_{i=1}^{300} (\Delta r_i - \Delta \bar{r})^2 / 300 ,$$

$$\sigma_{\Delta v} = \frac{1}{300} \sum_{i=1}^{300} (\Delta v_i - \Delta \bar{v})^2 / 300 ,$$

onde $\Delta \bar{r}$ e $\Delta \bar{v}$ são os erros médios nas 300 simulações, e $\sigma_{\Delta r}$ e $\sigma_{\Delta v}$ são os desvios-padrão de Δr e Δv em relação às respectivas médias.

A Tabela 2 mostra os resultados da determinação preliminar de órbita para a passagem 1, com observações feitas pela estação 1 de Mas Palomas.

TABELA 2

DETERMINAÇÃO PRELIMINAR DE ÓRBITA NA PASSAGEM 1

REGISTROS USADOS	REGISTROS INICIAIS	MÉTODO	$\Delta\bar{r}$ (m)	$\Delta\bar{v}$ (m/s)	$\sigma_{\Delta r}$ (m)	$\sigma_{\Delta v}$ (m/s)
2,4	-	Gauss e séries fg	2041	24.0	993	11.2
1,3,5	-	HGibbs	1983	13.4	1040	6.0
1 a 6	1,2	modificado	766	8.4	4E-5	2E-7
1 a 6	2,4	modificado	442	8.2	2E-5	2E-7
1 a 6	3,4	modificado	518	8.1	7E-8	2E-8
1 a 6	4,5	modificado	888	8.1	5E-6	2E-8

Deve-se ressaltar que os registros iniciais se referem aos registros utilizados pelo método de Gauss para fornecer o "chute" inicial para o método modificado. Em todos os testes, o método de Gauss produziu os mesmos resultados das séries f e g. Nota-se pela Tabela 2 que o método de Gauss e o das séries f e g produziram os maiores erros no teste de Monte Carlo. O método modificado apresenta os melhores resultados, com desvios-padrão insignificantes em relação aos erros médios. Para verificar se a precisão é suficiente para propósitos de rastreamento na passagem seguinte, pode-se fazer, grosseiramente a seguinte avaliação:

$$\Delta r_a \approx \Delta r + \Delta v T ,$$

onde Δr_a é o erro acumulado até a próxima passagem, e T é o período orbital do satélite. O erro em tempo é então:

$$\Delta t \approx \Delta r_a / v ,$$

onde v é a velocidade orbital do satélite. Obviamente, supõe-se que os erros Δr e Δv sejam totalmente na direção da velocidade ("along track") e ,

conseqüentemente, Δt também, o que é uma razoável consideração a favor de segurança. Para o caso do satélite da MECB, no qual o período orbital é $T = 5926$ seg. e a velocidade é da ordem de $v = 7504$ m/seg., têm-se:

- para o método de Gauss e das séries f e g:

● erro médio:

$$\Delta r_a \approx 2041 + 24 \times 5926 = 144265 \text{ m,}$$

$$\Delta t \approx \Delta r_a / 7504 = 19 \text{ seg. ,}$$

● erro máximo:

$$\Delta r_a \approx (2041+993) + (24+11,2) \times 5926 = 211629 \text{ m,}$$

$$\Delta t \approx 28 \text{ seg. ;}$$

- para o método de Herrick-Gibbs:

● erro médio:

$$\Delta r_a \approx 1983 + 13,4 \times 5926 = 81391 \text{ m ,}$$

$$\Delta t \approx 11 \text{ seg. ,}$$

● erro máximo:

$$\Delta r_a \approx (1983+1040) + (13,4+6) \times 5926 = 117987 \text{ m,}$$

$$\Delta t \approx 16 \text{ seg. ;}$$

- para o método modificado, pior caso:

● erro médio = erro máximo:

$$\Delta r_a \approx 766 + 8,4 \times 5926 = 50544 \text{ m ,}$$

$$\Delta t \approx 8 \text{ seg. .}$$

Portanto, para propósitos de rastreamento, o maior erro proporcionará um atraso ou adiantamento de 28 seg. (método de Gauss e das séries f e g) na passagem 2 do satélite, em relação à hora de passagem prevista. Supõe-se que

estes erros sejam perfeitamente manuseáveis pelo "hardware" da antena de rastreamento da estação, se os erros aleatórios utilizados nesta simulação (Expressão 5) forem compatíveis com os erros reais que ocorrem na prática.

A Tabela 3 apresenta os resultados de determinação preliminar para a passagem 2, onde se misturem observações coletadas pelas estações de Mas Palomas e Kourou.

TABELA 3

DETERMINAÇÃO PRELIMINAR DE ÓRBITA NA PASSAGEM 2

REGISTROS USADOS	REGISTROS INICIAIS	MÉTODO	$\Delta\bar{r}$ (m)	$\Delta\bar{v}$ (m/s)	$\sigma_{\Delta r}$ (m)	$\sigma_{\Delta v}$ (m/s)
11,21	-	Gauss e series fg	942	4.0	446	1.4
13,22	-	"	543	3.6	310	1.2
13, 16, 22	-	HGibbs	1587	6.9	826	3.1
11, 14, 21	-	"	827	6.2	425	2.5
13 a 22	13,22	modificado	388	2.3	8E-5	5E-7
9 a 26	13,22	modificado	123	3.5	9E-5	1E-6
9 a 17	13,22	modificado	188	2.7	9E-6	5E-8
18 a 26	13,22	modificado	2421	5.9	3E-4	2E-6

Deve-se notar que os registros 13 e 22 apresentam as maiores elevações h para cada uma das estações (ver Figura 2). Desta forma, o erro médio cometido pelos métodos de Gauss e das séries f e g usando estes registros foram bastante bons comparados ao método modificado. Outra observação refere-se aos registros de 9 a 17 e 18 e 26. Os registros de 9 a 17 referem-se a observações de Kourou, e os registros de 18 a 26 referem-se a observações de Mas Palomas (ver Figura 2). Quando se usam os registros de 18 a 26 no método modificado, cujas observações (de Mas Palomas) contêm elevações bem menores que as de Kourou (ver também Tabela 1), obtêm-se erros maiores na determinação preliminar de órbita, conforme mostrados na Tabela 3.

4 - COMENTÁRIOS

Quatro algoritmos de determinação preliminar de órbita foram comparados: o método de Gauss, o método das séries f e g, o método de Herrick-Gibbs e o método modificado. As seguintes conclusões podem ser extraídas:

- 1) O método de Gauss e o método das séries f e g produziram sempre precisões semelhantes, porém o método de Gauss é o de menor "overhead" computacional dentre os quatro métodos testados. Entretanto, deve-se salientar que, para longos arcos de órbita (não é o caso dos satélites da MECB), as séries f e g são mais robustas e menos propensas a falhas (Escobar, 1965).
- 2) O método de Herrick-Gibbs apresentou-se mais como método de precisão intermediária, porém bastante confiável. Ele parece ser sensível à geometria das observações escolhidas (as de menor elevação).
- 3) O método modificado apresentou os melhores resultados em quase todas as situações, e sua melhor virtude é a insensibilidade aos erros de uma determinada observação em particular, uma vez que observações redundantes podem ser utilizadas. Por outro lado, é o que apresenta maior custo computacional.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ESCOBAL, P.R. *Methods of orbit determination*. NY, John Wiley, 1965.
- KUGA, H.K.; CARRARA, V.; MEDEIROS, V.M. *Rotinas auxiliares de mecânica celeste e geração de órbita*. São José dos Campos, INPE, jul. 1981 (INPE-2180 RPE/392).
- KUGA, H.K.; SILVA, W.C.C. *Gerador numérico de órbitas de satélites artificiais*. São José dos Campos, INPE, abr. 1984 (INPE-3050-RPE/392).
- NASA *Mathematical theory of the Goddard trajectory determination system*. Greenbelt, Goddard Space Flight Center, Apr. 1976 (NASA TM X-71106).