



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO  
CENTRO DE CIÊNCIAS MATEMÁTICAS E DA NATUREZA  
INSTITUTO DE GEOCIÊNCIAS  
DEPARTAMENTO DE ASTRONOMIA

UFRJ  
BIBLIOTECA  
OBSERVATÓRIO DO VALONGO

## CO-LOCALIZAÇÃO DE SATÉLITES

*Walkíria Schulz*

**Orientador : Evandro Paiva de Andrade**

**Projeto Final do Curso de Graduação em Astronomia  
Dezembro de 1994**

# CO-LOCALIZAÇÃO DE SATÉLITES

UFPR  
BIBLIOTECA  
OBSERVATÓRIO DO VALMOR

Aos meus pais

## O TAMANHO DA GENTE

O homem acha o Cosmos infinitamente grande

E o micróbio infinitamente pequeno.

E ele, naturalmente,

Julga-se do tamanho natural ...

Mas, para Deus é diferente:

Cada ser, para Ele, é um universo próprio.

E, a Seus olhos, o bacilo de Koch,

A estrela Sírius e o Prefeito de Três Vassouras

São todos infinitamente do mesmo tamanho ...

*Mario Quintana*

## Agradecimentos

Agradeço ao meu orientador Evandro Paiva de Andrade por toda confiança depositada, apoio durante a execução do trabalho e pela sua amizade. Também agradeço a todos colegas e amigos da EMBRATEL por todo tipo de ajuda que me foi prestada e pelos momentos divertidos e agradáveis que me proporcionaram.

Gostaria de agradecer ao Presidente da EMBRATEL Sr. Renato Archer pelo incentivo dado ao trabalho através da reimplantação do Programa de Estágio na Cia.

A prof. Sueli quero agradecer sinceramente por suas aulas motivadoras, pela preocupação e pela paciência.

Elaine obrigada pelos desenhos.

Muito obrigada aos meus pais, parentes e amigos, com os quais criei uma dívida durante a realização deste trabalho que será difícil de pagar.

Elton John, Bruce Dickinson e Tchaikowsky obrigada pelos momentos de inspiração.

Walkíria

## CO-LOCATION OF GEOSTATIONARY SATELLITES

Co-location is the maintenance of more than one satellite in the same tolerance window. The objective of a co-location strategy is to avoid collisions and interferences by maintaining a minimum distance between the satellite and its neighbour(s).

This work intends to explain the co-location strategies, and has the operational objective of making the co-location of two BRASILSATs feasible, suppressing more sophisticated mathematical deductions.

This work's motivation was given by the need of a best way of two BRASILSATs co-location study due to the eminent first generation end of life.

The co-location strategies discussed here are :

1. Uncoordinated strategy : where independent stationkeeping is performed for each satellite;
2. Mean longitude separation : where satellites at different mean longitudes are maintained with a near constant separation over the stationkeeping cycle;
3. Eccentricity vector separation : with all elements equal, apart from the eccentricity vector. One satellite will move around another in an elliptical path in the orbit plane, with minimum separation proportional to the magnitude of the relative eccentricity vector;
4. Inclination separation : with all elements equal, apart from the inclination vector. The separation between two satellites varies periodically perpendicular to the orbit plane;
5. Combined eccentricity and inclination vector separation : by suitable phasing of the relative or proper inclination and eccentricity vectors, a separation is guaranteed at the intersection of the orbit planes.

The transition between the BRASILSATs requires a co-location strategy that depends

on the time they will be together, the maximum allowable separation between them in order to be covered by the same antenna beam and the minimum separation to avoid collision or interferences.

## CO-LOCALIZAÇÃO DE SATÉLITES GEOESTACIONÁRIOS

Co-localização é a manutenção de mais de um satélite na mesma janela de tolerância. O objetivo de uma estratégia de co-localização é evitar colisões e interferências, mantendo uma distância mínima entre o satélite e o(s) seu(s) vizinho(s).

Este trabalho tem o objetivo didático de explicar as estratégias de co-localização e o objetivo operacional de viabilizar a co-localização de dois BRASILSATs, omitindo, assim, deduções matemáticas mais sofisticadas.

A motivação para este trabalho foi dada pela necessidade de se estudar a melhor forma de co-localizar dois BRASILSATs devido ao eminente fim do tempo de vida dos satélites da primeira geração.

As estratégias de co-localização discutidas aqui são :

1. Estratégia não sincronizada : onde manobras para manutenção dos satélites em seus locais orbitais são executadas independentemente;
2. Separação longitudinal : onde os satélites são mantidos em diferentes longitudes médias com alguma separação nominal constante durante o ciclo de manobras;
3. Separação entre os vetores excentricidade : todos os elementos orbitais são iguais, a menos do vetor excentricidade. Um satélite irá se mover em torno do outro em uma trajetória elíptica no plano orbital, com uma separação mínima proporcional à magnitude do vetor excentricidade relativo;
4. Separação entre os vetores inclinação : todos os elementos orbitais são iguais, a menos do vetor inclinação. A separação entre dois satélites varia periodicamente e é perpendicular ao plano orbital;
5. Combinação entre a separação entre vetores excentricidade e inclinação : através do controle dos vetores excentricidade e inclinação relativos ou próprios pode-se garantir



uma separação em raio substancial na interseção dos planos orbitais.

A transição entre os BRASILSATS requer uma estratégia de co-localização que depende do tempo em que os satélites permanecerão co-localizados, da máxima separação possível entre eles de forma que ambos sejam atingidos pelo feixe da mesma antena e da separação mínima para evitar colisão ou interferências.

## INDICE

### Capítulo I - Introdução

1. Breve Histórico .....	1
2. Propriedades das Órbitas Elípticas e Equações de Movimento para um Campo de Força Central .....	2
2.1. O Campo de Força Central .....	2
2.2. A Órbita Elíptica .....	3
2.2.1. Localização do Satélite no Espaço Inercial .....	3
2.2.2. Definição dos Elementos Orbitais Clássicos .....	4
2.2.3. Localização do Satélite em uma Órbita Elíptica .....	4
3. Vetores .....	7

### Capítulo II - Perturbações em uma Órbita Geoestacionária

1. Introdução .....	9
2. Efeito da Atração Gravitacional do Sol e da Lua e do Achatamento dos Polos Terrestres sobre a Inclinação .....	9
3. Efeito da triaxialidade Terrestre na Deriva .....	11
4. Efeito da Pressão de Radiação Solar sobre a Excentricidade .....	14

### Capítulo III - Co-localização de Satélites

1. Introdução .....	16
2. Controle Orbital .....	18

3. Estratégias de Co-localização .....	24
3.1. Separação Longitudinal .....	24
3.2. Separação entre os Vetores Excentricidade ou Inclinação .....	26
3.3. Combinação entre a Separação dos Vetores Excentricidade e Inclinação .....	28
3.3.1. Separação Latitude / Raio .....	28
3.3.2. Separação Através do Defasamento entre os Vetores Excentricidade e Inclinação .....	33
4. Requisitos .....	34

#### Capítulo IV - Operações Orbitais

1. O Software .....	36
1.1. Função Elementos Médios (Mean Elements) .....	36
1.2. Função Inicialização Deriva / Excentricidade (Drift Eccentricity Initialization) .....	38
1.3. Função Delta Velocidade (Delta Velocity Maneuver) .....	38
1.4. Função Controle de Inclinação (Inclination Control) .....	39
2. As Simulações .....	41
2.1. Defasamento entre os Vetores Excentricidade e Inclinação .....	41
2.2. Separação Longitudinal .....	43

#### Capítulo V - Co-localização dos BRASILSATs B1 e A2 ..... 46 |

#### Conclusão e Perspectivas Futuras ..... 52 |

Anexo I - Simulação da Estratégia de Defasamento entre os Vetores Excentricidade e Inclinação .....	53
Anexo II - Simulação da Estratégia de Separação Longitudinal .....	70
Glossário .....	88
Bibliografia .....	89

*Capítulo I*  
**INTRODUÇÃO**

**1. Breve Histórico**

A partir de 250 a.c. observadores como Apolônio (262 - 200 a.c.), Hiparco (130 a.c.) e Ptolomeu (100 - 178 d.c.) começaram a elaborar um mecanismo que explicasse os intrincados movimentos dos planetas, tendo-se a posição da Terra fixa no centro do Universo. Data desta época o nascimento da Mecânica Celeste.

Nicolau Copérnico (1473 - 1543) pôs fim à teoria geocêntrica e propôs um modelo através do qual fosse possível a determinação da distância de um planeta ao Sol em relação à distância da Terra ao Sol, além de determinar o período destes planetas.

A teoria de Copérnico foi violentamente atacada principalmente pela igreja cristã que não aceitava um sistema que não fosse geocêntrico. Um grande reforço foi dado à teoria heliocêntrica por Galileu Galilei (1564 - 1643), com a descoberta das fases de Vênus e dos satélites de Júpiter, derrubando o dogma de que somente um sistema estacionário (Terra) poderia ser o centro de movimento.

De 1601 até 1606 Johannes Kepler (1571 - 1630) tentou ajustar várias curvas geométricas aos dados de Tycho Brahe (1546 - 1601) sobre as posições de Marte, para resolver a questão de que as trajetórias circulares não estavam de acordo com os dados observacionais. Kepler encontrou a elipse e em 1609 publicou suas duas primeiras leis do movimento planetário. A terceira lei surgiu em 1619.

Mas as leis de Kepler eram ainda apenas uma descrição e não uma explicação do movimento planetário. Coube a Isaac Newton (1642 - 1727) desvendar o porque do movimento planetário.

Em 1666 Newton concebeu a lei da gravitação e as leis do movimento, mas isto só veio a ser conhecido 20 anos depois.

Durante o sec XVIII potentes métodos analíticos, que apareceram devido ao desenvolvimento do cálculo diferencial e integral, foram aplicados a problemas de Mecânica Celeste.

O advento da teoria da relatividade geral de Albert Einstein tornou a lei de Newton insuficiente para a perfeita representação dos fenômenos gravitacionais. Entende-se por Mecânica Celeste a ciência dos fenômenos puramente mecânicos que ocorrem no universo e dos problemas matemáticos que sugerem os métodos utilizados em seu estudo. Excluem-se da Mecânica Celeste os processos para os quais a lei de Newton deixa de ser uma aproximação razoável da realidade e incluem-se nela os processos que envolvem os corpos celestes artificiais (satélites artificiais e sondas espaciais).

## **2. Propriedades das Órbitas Elípticas e Equações de Movimento para um Campo de Força Central**

Um dos mais importantes problemas estudados na mecânica é o do movimento de uma partícula submetida apenas à ação de um campo de forças centrais. É o caso do movimento de um satélite em torno da Terra. Do ponto de vista histórico, o problema do movimento de uma partícula num campo de forças centrais é, mesmo, o mais importante de toda a mecânica. É digno de nota, ainda, que este problema apresenta, também, uma grande importância intrínseca, por ser um dos poucos que se sabe resolver completamente.

### **2.1 O Campo de Força Central**

Tomando por base um satélite artificial desenvolvendo uma órbita kepleriana, se toda a massa da Terra estivesse concentrada em seu centro (ou se esta massa estivesse distribuída

em camadas esféricas homogêneas) o problema assim constituído é o do movimento de um ponto em um campo central com lei de força inversamente proporcional ao quadrado da distância.

$$\vec{F} = \frac{\mu}{r^3} \vec{r},$$

a aceleração do satélite em cada instante é dada por :

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r}$$

onde  $\mu$  é o produto da constante da gravitação universal pela massa da Terra,  $\mu = GM$ . O estudo do problema dos dois corpos nos mostra que se  $r$  é o raio vetor ligando um corpo ao outro devemos tomar  $\mu = G(M + m)$ ; mas a massa do satélite  $m$  é desprezível em relação à massa da Terra.

## 2.2 A Órbita Elíptica

### 2.2.1 Localização do Satélite no Espaço Inercial

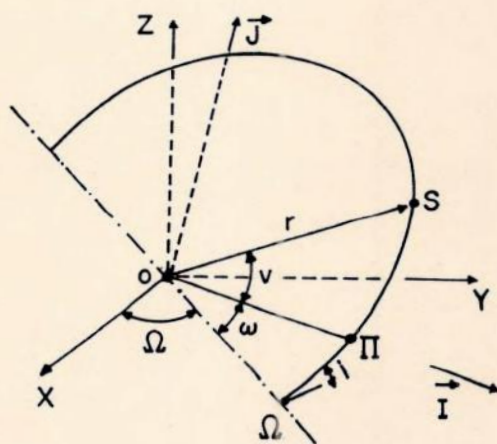


Fig.1 - Localização do Satélite no Espaço Inercial

Toma-se como sistema de referência um sistema tri-ortogonal cujo centro é o centro da Terra e cujo plano fundamental é o equador terrestre.

### 2.2.2 Definição dos Elementos Orbitais Clássicos

Cinco parâmetros são necessários para fixar completamente uma órbita elíptica. Dois deles fixam o plano da órbita :

$i$  - inclinação do plano orbital sobre o plano fundamental de referência (no caso o plano equatorial).

$\Omega$  - longitude do nodo ascendente.

Dois outros elementos fixam a dimensão e a forma da elipse :

$a$  - semi-eixo maior da elipse.

$e$  - excentricidade da elipse.

Um quinto elemento fixa a posição da elipse em seu plano :

$\omega$  - argumento do perigeu (distância angular entre o nodo ascendente e o perigeu).

É necessário um sexto elemento para conhecer a posição do satélite em um dado instante:

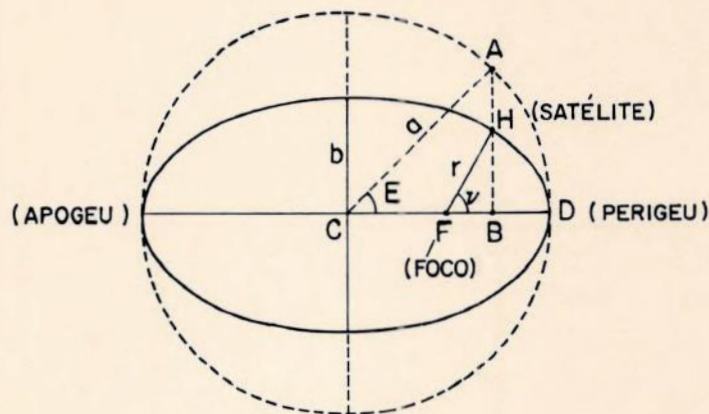
$\nu$  - anomalia verdadeira.

### 2.2.3 Localização do Satélite em uma Órbita Elíptica

É necessário determinar a posição do satélite, i.e., as coordenadas polares do satélite  $(r, \nu)$  no plano de sua órbita, no instante  $t$  conhecendo-se seus elementos orbitais.

Para resolver este problema considera-se em uma mesma figura a elipse e um círculo cujo raio é o semi-eixo maior da elipse (Fig. 2).





**Fig.2** - A projeção de um círculo sobre o plano do movimento é uma elipse.

O ângulo  $j$  entre o plano em que está o círculo e o plano da elipse, é definido por :

$$\cos(j) = \frac{b}{a} \quad (1.1)$$

Da Fig. 2 e das propriedades da elipse temos [8]:

$$r \cos(\nu) = a \cos(E) - ae \quad (1.2)$$

$$r \sen(\nu) = a \sen(E) - \overline{HA} \quad (1.3)$$

$$\frac{\overline{BH}}{\overline{BA}} = \frac{b}{a} = (1 - e^2)^{\frac{1}{2}} \quad (1.4)$$

onde  $b$  é o semi-eixo menor da elipse.

Desta forma :

$$\overline{HA} = \overline{BA} - \overline{BH} = \overline{BA}[1 - (1 - e^2)^{\frac{1}{2}}] \quad (1.5)$$

$$(1.5) \rightarrow (1.3) \rightarrow r \sen(\nu) = a \sen(E)(1 - e^2)^{\frac{1}{2}} \quad (1.6)$$

Elevando a equação (1.6) ao quadrado e adicionando-se a equação (1.2) também elevada ao quadrado, tem-se que :

$$r = a[1 - e \cos(E)] \quad (1.7)$$

Uma vez que se tenha  $E$  em função do tempo, o valor de  $r$  vem da equação (1.7). Para achar  $E$  como função do tempo devemos usar um argumento geométrico :

A área de uma figura projetada é a área da figura original multiplicada pelo cosseno do ângulo entre os planos das figuras. Desta forma a área da elipse é a área do círculo multiplicada por  $\cos(j)$ .

Assim :

$$\frac{\text{área}BDH}{\text{área}BDA} = \frac{b}{a} = (1 - e^2)^{\frac{1}{2}} \quad (1.8)$$

mas :

$$\text{área}BDH = \text{área}DFH - \text{área}BFH \quad (1.9)$$

$$\text{área}BDA = \text{área}DCA - \text{área}BCA \quad (1.10)$$

A área do setor elíptico  $DFH$  é necessária já que pela lei das áreas de Kepler o tempo que o satélite leva para ir do perigeu  $D$  à posição  $H$  é proporcional a esta área, i.e.:

$$\text{área}DFH = c(t - T) \quad (1.11)$$

onde  $c = na^2/2(1 - e^2)^{\frac{1}{2}}$ ,  $n$  é o movimento médio do satélite,  $T$  é o tempo da passagem do perigeu e  $t$  é o instante em consideração.

Assim, podemos escrever a equação (1.8) como :

$$(1 - e^2)^{\frac{1}{2}} = \frac{\frac{na^2}{2}(1 - e^2)^{\frac{1}{2}}(t - T) - \frac{r^2}{2} \text{sen}(v) \cos(v)}{\frac{a^2E}{2} - \frac{a^2}{2} \text{sen}(E) \cos(E)} \quad (1.12)$$

$$(1.2), (1.6) \rightarrow (1.12) \rightarrow n(t - T) = E - e \operatorname{sen}(E) \quad (1.13)$$

A equação (1.13) é a equação de Kepler.

### 3. Vetores

Será introduzido um conjunto de elementos orbitais (não singulares que são definidos em função dos elementos orbitais clássicos  $a, e, i, \omega, \Omega, M$ ) que são a base do tratamento vetorial de controle que vamos utilizar <sup>[4]</sup>.

$$a = a$$

$$e_x = e \cos(\omega + \Omega)$$

$$e_y = e \operatorname{sen}(\omega + \Omega)$$

$$i_x = \operatorname{sen}(i) \cos(\Omega)$$

$$i_y = \operatorname{sen}(i) \operatorname{sen}(\Omega)$$

$$S = M + \omega + \Omega$$

Para órbitas quase estacionárias  $S$  é a ascensão reta média do satélite no instante  $t$ . Além disto, para órbitas pouco inclinadas  $\sin(i) \simeq i$ . O novo conjunto de elementos orbitais que serão utilizados é dado por :

$$l = \text{longitude média} = S - \text{GHA Áries}$$

$$d = \dot{l}$$

$$e_x = e \cos(\omega + \Omega)$$

$$e_y = e \operatorname{sen}(\omega + \Omega)$$

$$i_x = i \cos(\Omega)$$

$$i_y = i \operatorname{sen}(\Omega)$$

e os elementos vetoriais são dados por :

$$\bar{d} = [l - l_n, d], \text{ onde } l_n = \text{longitude nominal}$$

$$\bar{e} = [e_x, e_y] = e \exp i(\omega + \Omega) = e[ \cos(\omega + \Omega) + i \operatorname{sen}(\omega + \Omega) ]$$

$$\bar{i} = [i_x, i_y] = i \exp i(\Omega) = i[ \cos(\Omega) + i \operatorname{sen}(\Omega) ]$$

A abscissa (tanto  $e_x$  quanto  $i_x$ , dependendo de que elemento está sendo considerado) está direcionada para Áries, sendo referência para a ascensão reta  $S'$ . Assim os seis elementos, que estão relacionados com os elementos não singulares, podem ser encarados como as componentes ortogonais dos elementos vetoriais definidos.

## Capítulo II

# PERTURBAÇÕES EM UMA ÓRBITA GEOESTACIONÁRIA

### 1. Introdução

Se um satélite estiver apenas sob a influência de uma força que varia com o inverso do quadrado da distância, os elementos orbitais  $a, e, i, \omega, \Omega$ , se mantêm constantes. Apenas a anomalia média  $M$  varia com o tempo segundo as leis de Kepler. Na prática, o campo de forças a que o satélite está sujeito não é puramente do tipo que varia com o inverso do quadrado da distância, mas é resultante de vários efeitos. Os efeitos que provocam desvios no movimento do segundo corpo em torno de um corpo primário, no caso a Terra, são chamados de perturbações.

As perturbações mais importantes sobre um satélite em órbita quase-estacionária são as devidas ao achatamento dos polos terrestres, triaxialidade, atração gravitacional do Sol e da Lua e pressão de radiação solar.

### 2. Efeito da Atração Gravitacional do Sol e da Lua e do Achatamento dos Polos Terrestres sobre a Inclinação

O movimento de  $\bar{R}$ , um vetor unitário na direção da normal à órbita do satélite, é da forma :

$$\dot{\bar{R}} = - \sum_{j=0}^2 \omega_j (\bar{R} \cdot \bar{R}_j) (\bar{R}_j \times \bar{R})$$

onde:

$\bar{R}_0$  = vetor unitário na direção do eixo polar terrestre

$\bar{R}_1$  = vetor unitário na direção do polo da eclíptica

$\bar{R}_2$  = vetor unitário na direção da normal à órbita da Lua

Para o termo  $j$  o movimento será representado por uma precessão de  $\bar{R}$  em torno de  $\bar{R}_j$  a taxa constante de  $\omega_j (\bar{R} \cdot \bar{R}_j)$ . Assim o movimento de  $\bar{R}$  é descrito como uma precessão simultânea em torno de três eixos. O achatamento dos polos tende a precessionar a normal à órbita do satélite em torno do eixo polar terrestre, a atração gravitacional do Sol faz esta precessionar em torno do polo da eclíptica, enquanto a atração da Lua a faz precessionar em torno do polo da órbita da Lua.

Podemos reescrever esta equação da forma :

$$\dot{\bar{R}} = -\bar{Q} \times \bar{R}$$

onde

$$Q = \sum_{j=0}^2 \omega_j (\bar{R} \cdot \bar{R}_j) \bar{R}_j.$$

Assim, para um dado intervalo de tempo pode-se considerar que a normal à órbita  $R$  precessiona em torno de um valor médio de  $|Q|$ , pois  $\bar{R} \cdot \bar{R}_j$  varia pouco para pequenas variações de  $R$ .

Usando o fato de que a longitude do nodo ascendente da órbita da Lua na eclíptica em março de 1969 era igual a zero, instante no qual o eixo polar terrestre, o polo da eclíptica e o polo da órbita da Lua eram coplanares, podemos encontrar previsões para os termos de longo período de  $R$ .

Considerando um satélite equatorial  $R = R_0$ , e sendo  $\Lambda_m$  a longitude do nodo ascendente da órbita da Lua na eclíptica, obtemos para as componentes de  $\bar{Q}$  em graus/ano [4]:

$$Q_x = 0.852 + 0.098 \cos(\Lambda_m)$$

$$Q_y = 0.132 \operatorname{sen}(\Lambda_m)$$

$$Q_z = 6.86 - 0.105 \cos(\Lambda_m)$$

onde  $\Lambda_m$  tem um período de 18.6 anos e é igual a zero em março de 1969.

Como  $\dot{\bar{R}} = -\bar{Q} \times \bar{R} \simeq \bar{R}_o \times \bar{Q}$  temos a variação da inclinação para um satélite equatorial inicialmente síncrono :

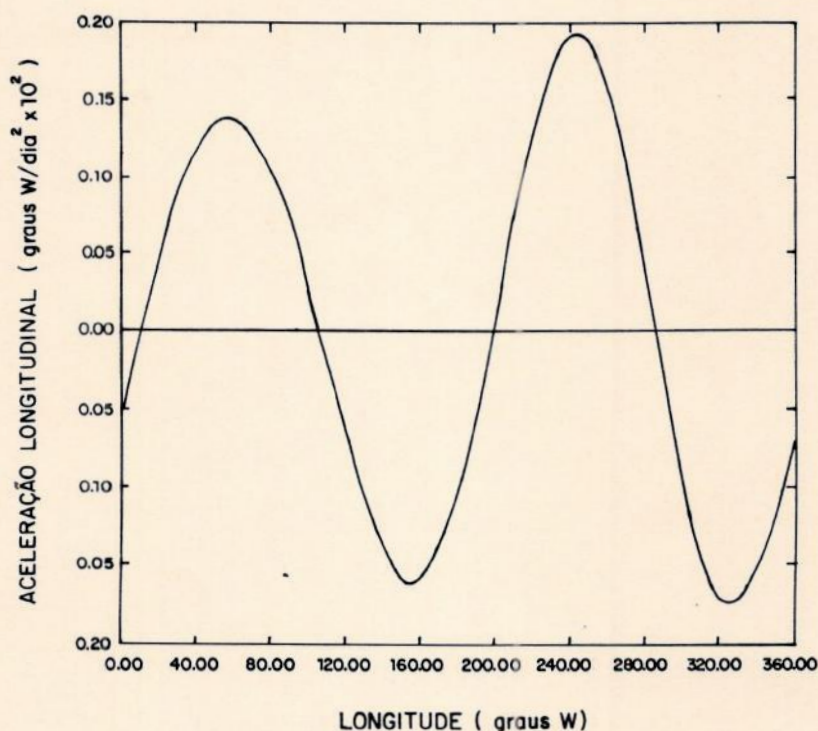
$$\dot{i}_y = Q_x \quad \dot{i}_x = -Q_y \quad \text{graus/ano}$$

### 3. Efeito da Triaxialidade Terrestre na Deriva

Um satélite estacionário tende a derivar de sua posição longitudinal devido a perturbações tangenciais. A perturbação de longo período mais importante que provoca deriva é devida a triaxialidade terrestre. O movimento longitudinal resultante pode ser comparado com o movimento angular de um pêndulo sem atrito. Um pêndulo irá oscilar com amplitude e período dependentes na energia dada inicialmente. O eixo em torno do qual o pêndulo oscila está direcionado para baixo, ou seja, na direção da atração gravitacional. Se um pêndulo for perturbado em seu eixo, uma componente da força gravitacional o fará retornar, pois este eixo é dinamicamente estável. Se a energia adicionada for grande o suficiente, o pêndulo não irá oscilar, mas continuará na mesma direção diminuindo sua velocidade quando se aproxima do zenite e aumentando ao máximo com a proximidade do nadir. A direção zenital é dinamicamente instável, i.e., se o pêndulo for perturbado neste eixo, o efeito da força é o de produzir uma divergência. Ambos eixos estável e instável são posições de equilíbrio pois existe aceleração tangencial igual a zero nos dois casos.

A deriva que produz aceleração vem da forma elíptica do equador terrestre (triaxialidade). Esta aceleração é igual a zero em duas longitudes estáveis e em duas longitudes instáveis. Se a analogia com o pêndulo fosse perfeita, as duas longitudes estáveis deveriam estar nos pontos opostos do eixo menor da elipse, enquanto as duas longitudes instáveis deveriam estar nos pontos opostos do eixo maior da elipse. Longitudes estáveis e instáveis

deveriam estar alternadamente separadas de  $90^\circ$  com a aceleração máxima ocorrendo a  $45^\circ$  de cada; e a variação da aceleração deveria ser senoidal. Porém outros termos de ordem superior aparecem no potencial terrestre, alterando, assim, a simetria da aceleração e das longitudes de equilíbrio.



**Fig.3** - Aceleração longitudinal versus a longitude

Os nodos estáveis estão em  $106^\circ W$  e  $285^\circ W$ . Um satélite derivando para oeste em  $103^\circ W$  experimentará uma aceleração positiva nesta longitude, uma aceleração igual a zero quando passar por  $106^\circ W$ , e uma aceleração na direção leste depois que passar por  $106^\circ W$  que tenderá a diminuir a deriva para oeste. Quando a deriva para oeste terminar, o satélite irá derivar para leste de volta até ser parado em aproximadamente  $102^\circ W$ , e começar a repetir a oscilação.

Nos nodos instáveis  $11^\circ W$  e  $198^\circ W$ , a aceleração é zero, mas qualquer desvio em longi-



tude destes pontos resultará em um movimento divergente pois a aceleração em torno destes pontos é na mesma direção da deriva.

Para um satélite síncrono com raio  $R \simeq 6.611$  raios terrestres, com  $i = e = 0$ , a dependência da longitude do potencial gravitacional terrestre tem uma expressão harmônica [4]:

$$\Phi(l) = \frac{\mu}{R} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \frac{P_{nm}(0)}{R^n} J_{nm} \cos[m(l - \lambda_{nm})]$$

onde  $l$  é a longitude média diária, positiva para oeste,  $\mu$  é a constante gravitacional terrestre, e  $P_{nm}(0)$  é zero a menos que  $(n - m)$  seja ímpar, e onde:

$$P_{nm}(0) = \frac{(-1)^{[\frac{n-m}{2}]} (n+m)!}{2^n [\frac{(n-m)}{2}]! [\frac{(n+m)}{2}]!}$$

A aceleração tangencial resultante é  $dV/dt = 1/R d\Phi/dl$ , e a aceleração longitudinal é  $\ddot{l} = -d\bar{n}/dt$ , onde  $V$  é a velocidade orbital e  $\bar{n}$  é o movimento médio. Como  $\mu = n^2 a^3$  e  $V^2 = \mu(2/r - 1/a)$  para uma órbita elíptica, onde  $a$  é o semi-eixo maior e  $r$  a distância ao foco, tem-se que:

$$\frac{d\bar{n}}{\bar{n}} = \frac{-3}{2} \frac{da}{a} \quad e \quad \frac{dV}{V} = \frac{1}{2} \frac{da}{a}$$

Para um satélite síncrono  $e = 0$  e  $a = R$ ,  $\mu = (2\pi)^2 R^3$ , tem-se que:

$$\ddot{l} = 12\pi^2 \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^{\eta} \frac{m P_{nm}(0)}{R^n} J_{nm} \sin m(l - \lambda_{nm}) \text{ rad/dias siderais}^2$$

#### 4. Efeito da Pressão de Radiação Solar sobre a Excentricidade

A ação da pressão de radiação solar depende da área do satélite e de sua massa sendo tão mais importante quanto maior a relação área/massa do satélite. A aceleração do satélite devido a esta força é :

$$a = KA \frac{q}{m},$$

onde  $K$  é o coeficiente de refletividade,  $A$  é a área do satélite que esta sendo atingida pela radiação solar,  $q$  é uma constante que depende de cada satélite e  $m$  é a massa do satélite.

A pressão de radiação solar afeta diretamente o semi-eixo e a excentricidade da órbita.

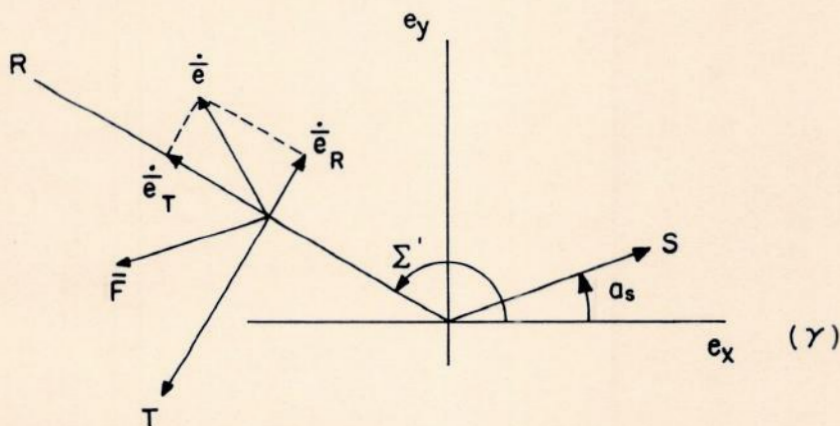


Fig.4 - Efeito da pressão de radiação solar sobre a excentricidade

Na Fig. 4 o Sol  $S$  exerce uma força devido a pressão de radiação  $F$  quando o satélite está na ascensão reta média  $\Sigma'$ . Os efeitos das componentes tangencial e radial da força nas componentes do vetor  $e$  são mostradas ao longo das direções radial e tangencial para um raio vetor da Terra para o satélite, onde a direção tangencial é positiva na direção do movimento orbital. O vetor variação  $\dot{e}$  é perpendicular à linha entre o Sol e a Terra e descreve um círculo ( $360^\circ$ ) durante um ano devido ao movimento do Sol no plano  $[e_x, e_y]$ . A magnitude deste efeito varia com a declinação do Sol, entretanto, a perturbação pode, em média, ser

representada por um vetor rotacionando no plano  $[e_x, e_y]$  com amplitude constante e desta forma traçando um círculo. O raio deste círculo é proporcional a força de radiação solar e à relação área/massa do satélite.

## CO-LOCALIZAÇÃO DE SATÉLITES

### 1. Introdução

Para que um satélite seja mantido dentro de uma região angular predeterminada em torno de sua posição nominal sofrendo continuamente a ação de perturbações, manobras de correção orbital são feitas de tempos em tempos. Isto é feito através de um sistema de propulsão a bordo o qual é capaz de produzir empuxos nas direções norte-sul ou leste-oeste. É operacionalmente conveniente fazer manobras de correção periodicamente, como uma sequência de ciclos de correção repetidos de tal forma que as manobras adquiram características típicas cujo padrão estabelecido configure um primeiro critério de verificação das mesmas. A EMBRATEL realiza suas manobras de correções orbitais com período igual a um número inteiro de semanas de forma que as manobras sejam planejadas sempre no mesmo dia da semana.

Os tempos de duração das manobras e os incrementos na velocidade são computados com base na última determinação de órbita e uma série de elementos orbitais target (alvo), que têm que ser atingidos em tempos predeterminados, são computados no fim de cada ciclo. Os elementos orbitais target dependem do tempo e são definidos para cada ciclo de correção pela estratégia de controle orbital em termos de:

- .Taxa de deriva média;
- .Desvio da longitude média a partir do centro da janela;
- .Componentes do vetor excentricidade

$$e_x = e \cos(\omega + \Omega)$$

$$e_y = e \sin(\omega + \Omega);$$

.Componentes do vetor inclinação :

$$i_x = i \cos(\Omega)$$

$$i_y = i \operatorname{sen}(\Omega).$$

com o objetivo de minimizar o combustível requerido para seu controle. Nestas definições, os símbolos  $e$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $\Omega$  denotam elementos orbitais clássicos com seu significado usual.

A triaxialidade do potencial terrestre causa uma aceleração na longitude. A pressão de radiação solar tem o efeito de mover o vetor excentricidade  $(e_x, e_y)$  em torno de um círculo de uma dada excentricidade, completando uma revolução por ano. Ambas perturbações podem ser controladas pelas manobras leste-oeste especificadas. O controle de otimização do combustível tem como objetivo reverter a taxa de deriva em longitude em cada ciclo e simultaneamente manter o vetor excentricidade em um círculo de controle, o qual normalmente tem que ser menor do que o círculo de excentricidade provocado pela pressão de radiação solar de forma a não exceder a janela de tolerância. Isto é feito através da estratégia de controle onde o perigeu aponta para o Sol que essencialmente mantém o vetor excentricidade no círculo de controle e na direção do Sol. Consoante o vetor excentricidade target é definido de forma que no meio de cada ciclo de correção a direção do vetor excentricidade coincida com a ascensão reta do Sol.

A gravitação luni-solar causa uma variação secular no vetor inclinação  $(i_x, i_y)$  que tem que ser compensada por correções norte-sul. O vetor inclinação target para cada ciclo é definido de tal forma que o movimento total controlado do vetor inclinação durante o próximo ciclo seja aproximadamente simétrico em relação ao eixo polar terrestre.

As manobras norte-sul são geralmente muito maiores que as leste-oeste. Seu incremento anual em velocidade é da ordem de 50m/s em contraste com apenas 1m/s a 2m/s para o controle leste-oeste.

O projeto de uma estratégia de controle orbital deve incluir os efeitos de imprecisões em determinações de órbitas e de modelos de manobras. O acoplamento existente entre as grandes manobras norte-sul e o movimento leste-oeste força a programação de manobras leste-oeste logo após cada correção norte-sul de forma a minimizar seus efeitos na longitude.

Para um local orbital específico, um par de satélites pode ser operado de duas formas: configuração "não sincronizada" onde os dois satélites devem se manter em uma janela de mais ou menos  $0.1^\circ$  mas têm ligações com antenas terrestres distintas. Esta configuração é relativamente precisa, onde dois satélites podem ser mantidos em bandas de longitudes adjacentes e exclusivas de  $+/- 0.05^\circ$ , não requerendo coordenação entre os dois satélites.

A segunda categoria é designada "iluminação dupla" na qual a distância entre os dois satélites é mantida tão pequena quanto possível de forma que se possa utilizar apenas uma antena carreando comunicação de ambos os satélites.

## **2. Controle Orbital**

O limite mínimo para co-localização é dado pela necessidade de evitar interferências entre os sensores de satélites localizados muito próximos, levar em conta a inacurácia da determinação orbital e eliminar a possibilidade de qualquer contato físico entre os satélites. Baseado em experiências anteriores, foi confirmado que uma separação menor do que  $0.01^\circ$  (7km) entre dois satélites pode resultar em um risco excessivo.

Vários fatores controlam o limite superior de separação angular entre dois satélites co-localizados. Se, após a co-localização, apenas as forças naturais agirem sobre ambos satélites (i.e. nenhuma manobra de controle orbital ou de atitude é executada) então os dois satélites deverão permanecer estacionários um em relação ao outro, desde que a sua relação área/massa seja igual. Entretanto, na ausência de manobras, a taxa de deriva, a excentricidade da órbita, o plano orbital e a inclinação da órbita variam devido à radiação

solar e às forças gravitacionais; desta forma, cada satélite necessita ser controlado para se manter em seu local orbital determinado e também para manter a sua própria atitude.

Para tal controle usam-se jatos, que podem ter desempenhos diferentes ou mesmo irregularidades em suas montagens, o que provoca distúrbios nas órbitas desejadas dos satélites. Os distúrbios, eles próprios não são o problema, desde que qualquer distúrbio pode ser compensado pela aplicação de uma força igual e oposta. Entretanto, a detecção e a medida da magnitude do distúrbio não podem ser feitas instantaneamente; além do que a correção deve ser feita em uma determinada posição orbital. O tempo total requerido para coletar dados suficientes, planejar e executar uma manobra é de aproximadamente 24 horas [5]. Os distúrbios resultantes de uma manobra norte-sul na direção leste-oeste podem ser maiores do que  $0.0015^\circ$  por dia para um único satélite. Para satélites co-localizados, no pior caso, onde os satélites terão erros opostos, a variação efetiva na separação angular pode ser maior do que  $0.003^\circ$  em um dia. Para assegurar o limite mínimo de  $0.01^\circ$ , as manobras deverão ser feitas com uma separação angular de pelo menos  $0.013^\circ$ .

Para atingir os requerimentos da co-localização, os planos orbitais devem ser quase coincidentes para manter uma margem de separação a ser usada por uma manobra leste-oeste de aspecto mais crítico. Uma pequena separação de  $0.005^\circ$  entre os planos orbitais assegura alguma separação em latitude pela maior parte do dia. É claro, não haverá separação em latitude duas vezes ao dia quando os satélites estão na interseção dos seus planos orbitais. O benefício disto é aumentar a magnitude da separação física no caso da co-localização ser interrompida, e um satélite ultrapassar o outro em longitude.

As manobras leste-oeste são executadas nominalmente às 18:00 hs local do satélite para o BRASILSAT, assim, os efeitos da aceleração em longitude e excentricidade podem ser controlados simultaneamente sem que para isto seja necessário alocar combustível para o controle da excentricidade.

A principal diferença entre co-localização de curto período e co-localização permanente, é que no caso de curto período, após o ajuste inicial em inclinação, nenhuma manobra norte-sul é executada em nenhum satélite. Por outro lado, co-localização permanente requer manobras de controle norte-sul regulares. A componente da velocidade na direção leste-oeste resultante de uma manobra norte-sul pode aumentar a dificuldade de manter a fase e a separação entre os dois satélites. Além disto, a separação requerida e os limites de controle orbital podem ser mais apertados do que para co-localização de curto período.

O maior impacto para a co-localização vem do fato de que, em geral, uma estação terrestre pode comandar apenas um satélite de cada vez. Desta forma, quando uma mesma antena está sendo usada para acessar ambos satélites simultaneamente, os sinais de e para o satélite que não está sendo comandado podem experimentar alguma degradação em ganho ou em isolamento da polarização se o apontamento for otimizado para o outro satélite. A magnitude desta degradação relativa é dependente da separação angular entre os dois satélites, do tamanho da antena terrestre e da banda de frequência que está sendo usada. Este problema poderá ser minimizado se for possível manter o vértice do feixe com um deslocamento sistemático na direção da mediana entre os dois satélites.

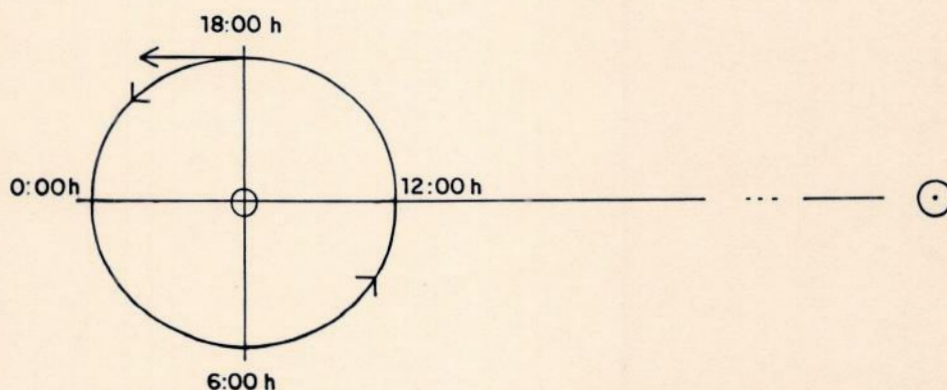
Em determinadas estratégias de co-localização as manobras não devem ser simultâneas. Porém existem estratégias onde a simultaneidade das manobras é necessária, e neste caso se uma manobra for adiada para um satélite por mais de 30 minutos mas não para o outro, o movimento relativo pode ser afetado e uma manobra corretiva adicional pode ser requerida em 24 horas.

### Controle em excentricidade

O crescimento da excentricidade em um longo período pode ser visualizado se começarmos com uma órbita perfeitamente circular, cujo centro é o centro da Terra. Considerando os efeitos da pressão da radiação solar quando o satélite está entrando na parte escura de



sua trajetória (tempo local do satélite 18:00 hs) e quando está entrando na parte iluminada (tempo local do satélite 6:00 hs). A Fig. 5 mostra que quando o satélite se põe (entra na parte escura) ele está se afastando do Sol e a pressão de radiação solar aumenta sua velocidade. A órbita se torna diferente da circular. A velocidade adicionada nesta posição faz com que a altura da posição oposta aumente e se torne um apogeu. Doze horas depois o satélite nasce (entra na região iluminada) movendo-se na direção do Sol, a pressão de radiação solar diminui sua velocidade. Esta redução de velocidade cria um novo perigeu na posição oposta mais próximo da Terra. Ambas variações são aditivas, provocando um deslocamento do centro da órbita na direção do nascente do satélite durante um dia. O efeito da pressão de radiação solar nas posições meio-dia e meia-noite é negligenciável.



**Fig. 5** - Variação da excentricidade devido à pressão de radiação solar (Órbita inicialmente circular)

Se for permitido que este processo continue ininterruptamente durante um ano, o centro da órbita continuará a se dirigir para a posição de nascente a cada dia. A órbita do satélite está dinamicamente definida em um referencial inercial centrado na Terra. Neste referencial inercial o Sol parece revolucionar em torno da Terra uma vez por ano, e, desta forma, os pontos de nascente e poente também. Em uma boa aproximação, o efeito em um longo período de tempo é o de direcionar o centro da órbita em um grande círculo com o período

de um ano até restaurar o centro da Terra como centro da órbita. O raio deste círculo é diretamente proporcional à pressão de radiação solar e à área da seção de choque do satélite, então o raio do círculo é também proporcional à razão área/massa do satélite.

O local inicial para o centro da órbita não necessita coincidir com o centro da Terra. Uma boa inicialização coloca o centro da órbita na linha que conecta o Sol e o centro da Terra, de forma que o centro da Terra esteja entre o Sol e o centro da órbita. Este é colocado a uma distância ao centro da Terra igual ao raio descrito no parágrafo acima. Assim, o efeito da pressão de radiação solar em um longo período é dirigir o centro da órbita em um círculo cujo centro é o centro da Terra. Como o centro da órbita está sempre à mesma distância do centro da Terra, a excentricidade é constante ao longo de um ano. Esta é a excentricidade de controle e é uma propriedade fundamental do satélite através de sua razão área/massa.

A excentricidade causa uma variação senoidal da longitude em torno da longitude média (a média da longitude em um período orbital). A amplitude desta oscilação é mais ou menos duas vezes a excentricidade (radianos). Para alguns satélites esta oscilação pode ser acomodada no box (região em torno da longitude nominal do satélite) e não se faz nada para reduzi-la. Para satélites co-localizados pode haver a necessidade de se reduzir substancialmente a excentricidade de ambos satélites.

As manobras para manter uma excentricidade reduzida são executadas nos pontos de nascente e poente consecutivos de forma a contrabalançar o efeito da pressão de radiação solar.

### Controle em longitude média

A não uniformidade do campo gravitacional terrestre (triaxialidade) faz com que um satélite inicialmente geostacionário seja lentamente acelerado para leste ou para oeste em longitude média. A magnitude e a direção da aceleração dependem da longitude. Existem quatro longitudes onde esta aceleração é zero e, o seu valor máximo é  $1.98 \times 10^{-30}/\text{dia}^2$

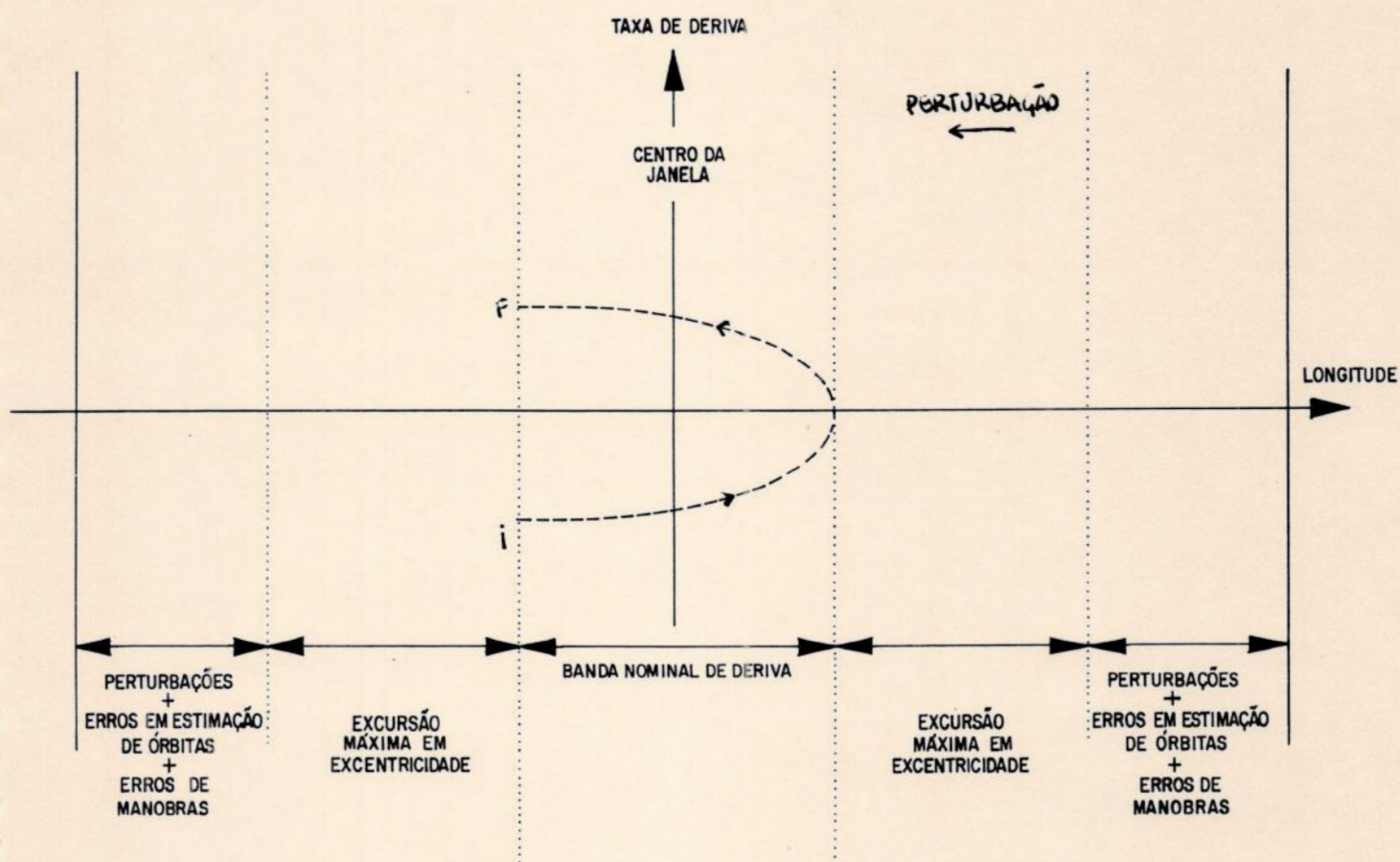


Fig. 6 - Excursão total em longitude durante o ciclo de manobras, onde  $i$  é a posição inicial e  $f$  a final do satélite

determinando assim o limite superior de sua contribuição. O movimento em longitude média desejado em seguida a uma manobra leste-oeste é escolhido de forma que a longitude média seja igual ao valor nominal de controle na metade da excursão total em longitude durante o ciclo de manobras (21 dias), e ao fim deste ciclo tri-semanal ela retorne ao valor inicial (Fig.6). Isto minimiza a excursão em longitude média durante cada ciclo.

### Interferência entre sensores

Com os satélites fisicamente separados entre 7 e 25 quilômetros, o risco de interferência entre sensores, embora pareça pequeno, deve ser considerado. Se ocorrer, a interferência entre sensores deve ser induzida pela luz do Sol refletida pelas células solares ou pela própria superfície de um satélite no campo de visão do sensor de Sol do outro satélite.

O risco de interferência entre sensores não existe quando a intensidade da radiação refletida se mantém abaixo da intensidade que o sensor pode detectar como na maioria dos casos.

### 3. Estratégias de Co-localização

#### 3.1. Separação Longitudinal

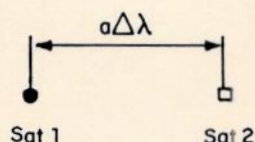


Fig. 7 - Separação longitudinal

A separação angular geocêntrica dos satélites não pode exceder  $0.05^\circ$  [6] quando se deseja operar com iluminação dupla. A porção de longitude deste valor deve ser  $0.045^\circ$ . O quadrado deste valor com a separação dos planos orbitais igual a  $0.020^\circ$  produz uma separação angular geocêntrica de  $0.049^\circ$  que contém uma margem adicional de  $0.001^\circ$  até o máximo de  $0.050^\circ$  [7].

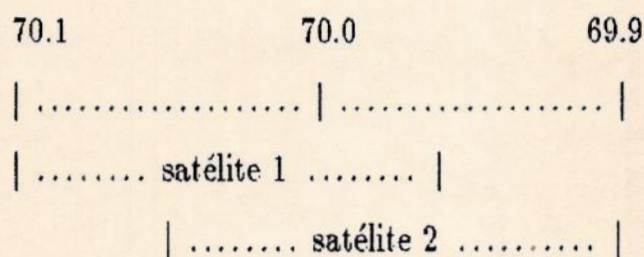
Uma separação angular geocêntrica mínima de  $0.010^\circ$  também deve ser imposta para assegurar uma separação física mínima de 7 quilômetros.

A alocação em longitude da tabela 3.1 tem flexibilidade suficiente para permitir algumas variações nos itens, mas limita em dois o número de satélites co-localizados em uma janela  $\pm 0.1^\circ$ .

**Tabela 3.1: Desvio da longitude nominal de controle**

1. Oscilação devido à excentricidade [8]	0.018°
2. Metade da variação em longitude causada pela diferença de fase entre as excentricidades	0.002°
3. Desvio máximo da longitude nominal devido à aceleração causada pela triaxialidade	0.038°
4. Metade da separação máxima possível em longitude	0.023°
5. Erros em determinações orbitais	0.001°
6. Metade da excursão em longitude devido a calibrações de manobras	0.004°
7. Perda de oportunidade de realização de manobra	<u>0.008°</u>
TOTAL (máximo possível mantendo o ciclo de 21 dias = 0.10°)	0.094°

A mais simples separação possível é um desvio da longitude média nominal de controle como indicado na Fig. 8.



**Fig.8** - Separação pela longitude média nominal de controle

Tal separação diminui a região de controle do satélite o que pode levar a um menor círculo de controle da excentricidade ou ao aumento do número de manobras com um consequente aumento do consumo de combustível para cada satélite.

Deve ser lembrado que o aumento do consumo de combustível é uma consequência natural de algumas estratégias de co-localização.

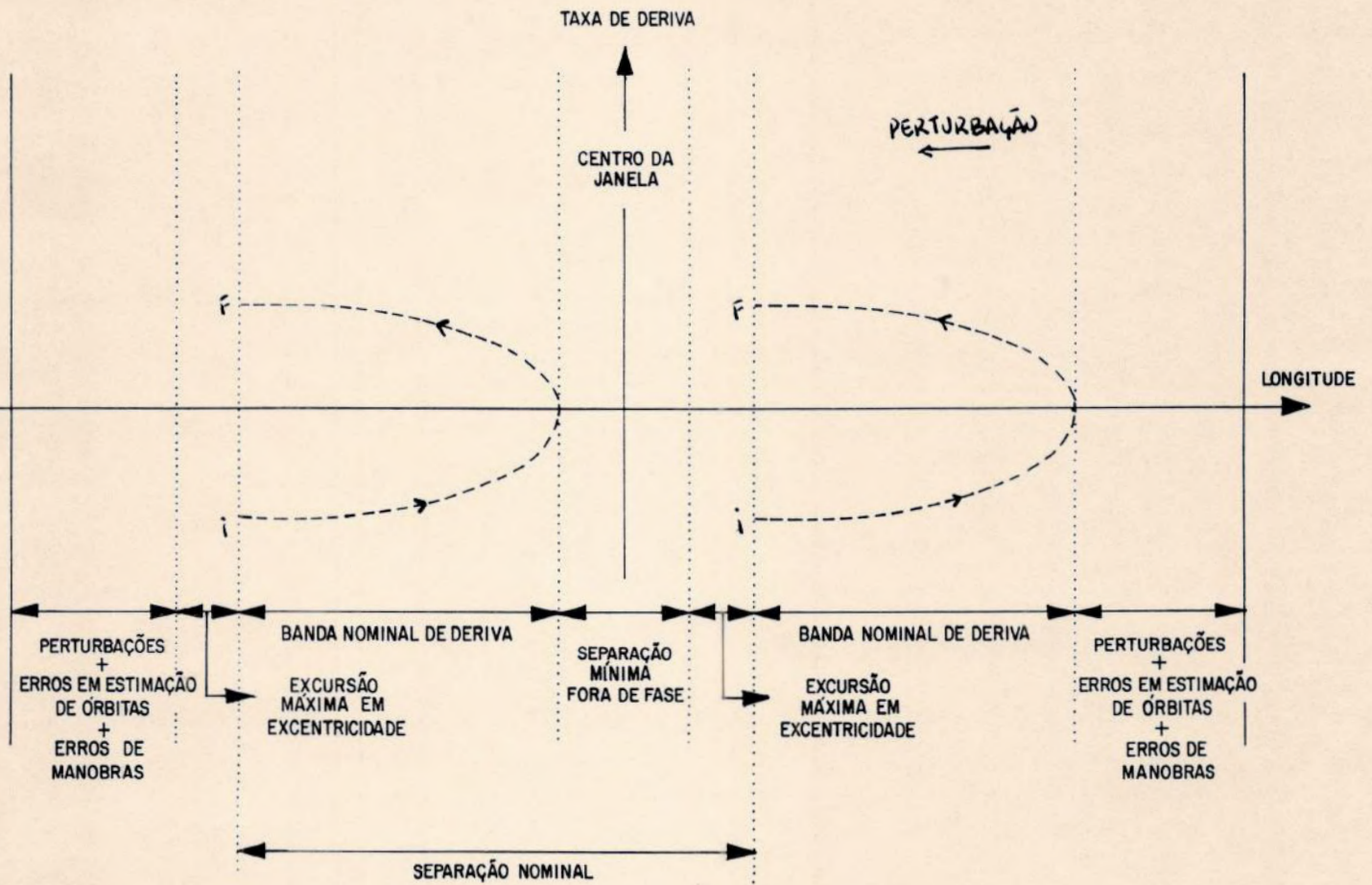


Fig. 9 - Exemplo de separação longitudinal

### 3.2. Separação entre os Vetores Excentricidade ou Inclinação

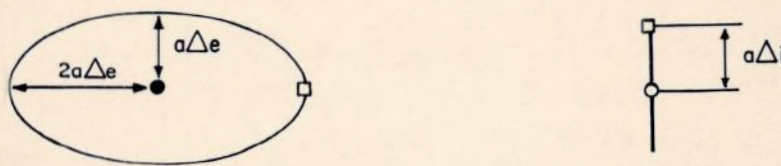
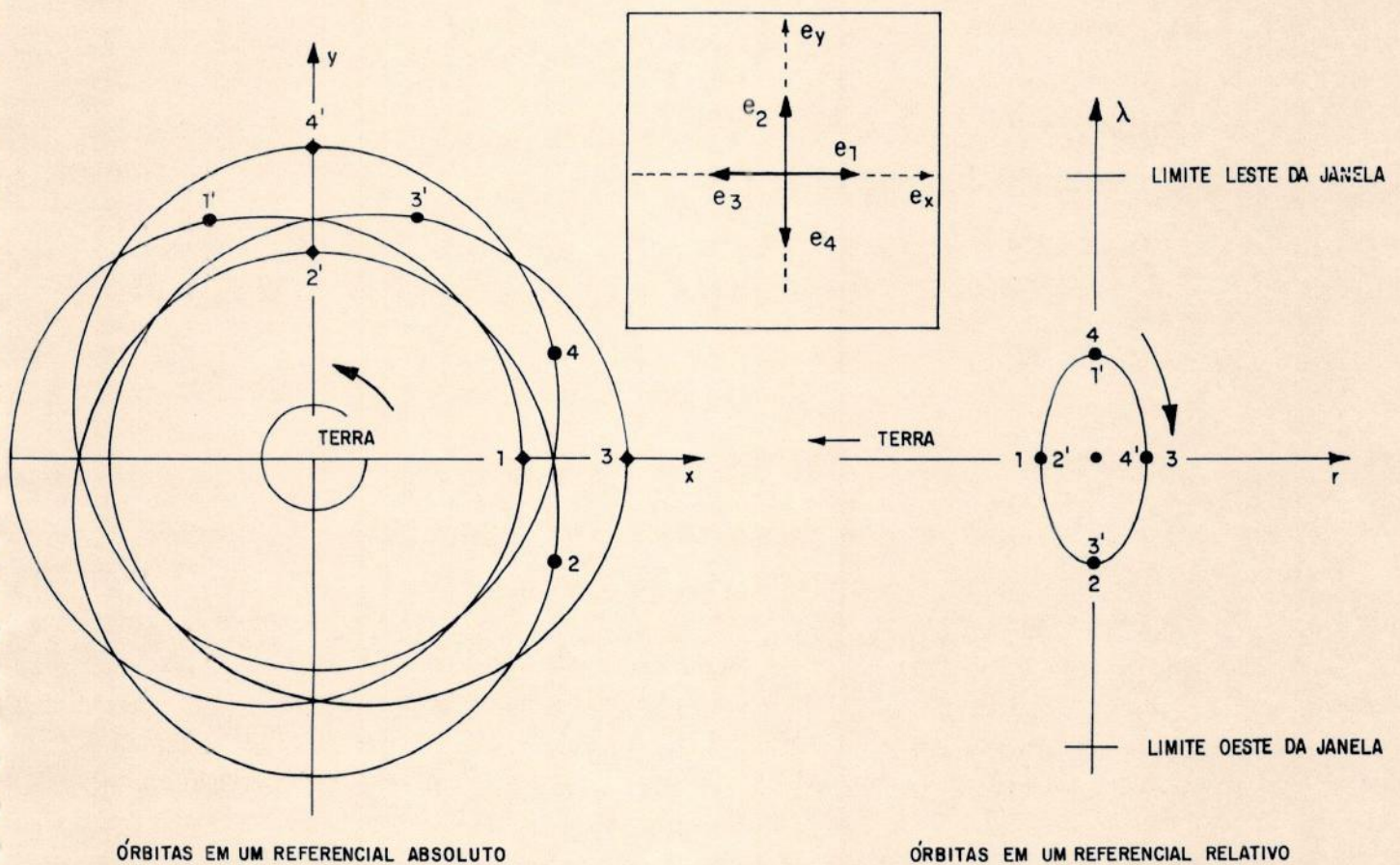


Fig. 10 - Separação em excentricidade e em inclinação

É possível achar uma separação periódica das componentes radiais e/ou normais através de desvios nos vetores excentricidade e/ou inclinação entre os dois satélites. Ambas as

componentes são então funções senoidais do tempo com período de um dia sideral.

O desvio entre os vetores excentricidade também provoca uma separação em longitude periódica com uma amplitude duas vezes maior do que a separação radial. Como resultado, um desvio  $\Delta e$  em relação a alguma órbita de referência provoca um movimento relativo do satélite ao longo de uma elipse coplanar na direção retrógrada em torno da posição de referência. A distância mínima é  $r_{min} = R_{geo} |\Delta e|$ , onde  $R_{geo}$  é o raio geostacionário [6].



**Fig. 11** - Separação entre os vetores excentricidade para 4 satélites

Como os desvios podem ser feitos em qualquer direção do plano de fase  $[e_x, e_y]$  (plano do vetor excentricidade), é possível acomodar mais satélites do que apenas na dimensão promovida pela separação em longitude. A Fig. 11 ilustra as variações no vetor excentricidade de quatro satélites co-localizados. A órbita de referência neste exemplo é a geostacionária.

As órbitas absolutas são mostradas no lado esquerdo, e o movimento relativo no lado direito. Como as variações são iguais em tamanho, todos os satélites se movem na mesma elipse relativa em fases diferentes. Deve ser deixada alguma margem dentro dos limites da janela para o controle adicional da banda de longitude comum a todo grupo de satélites. Atente para o fato de que a longitude média de todos os satélites é idêntica à da órbita de referência.

Esta estratégia, no entanto, dá margem a eclipses em longitude. Ou seja, cria trajetórias se cruzando e pode até promover grandes aproximações sempre que a distância geocêntrica coincidir, o que acontece duas vezes por dia.

O desvio entre os vetores inclinação provoca uma separação em latitude em todos os pontos exceto nas interseções dos planos orbitais. Esta separação é periódica e o seu valor máximo é igual à variação entre os vetores inclinação.

### **3.3 Combinação entre a Separação dos Vetores Excentricidade e Inclinação**

#### **3.3.1 Separação Latitude / Raio**

Nesta estratégia os parâmetros orbitais inclinação e excentricidade são controlados de tal forma que quando as latitudes dos dois satélites forem iguais, os raios (distância à Terra) sejam significativamente diferentes, e vice versa.

Uma vantagem deste método é que a separação em longitude não é necessária. Entretanto, os dois ciclos de deriva/excentricidade devem estar defasados de forma que as manobras nos dois satélites fiquem espaçadas por meio ciclo, e que quando a longitude média de um satélite estiver na extremidade oeste de seu caminho, a longitude média do outro esteja na extremidade leste. As razões para isto estão relacionadas com o fato de que cada manobra de inclinação deve ser seguida (2 dias) por uma manobra de deriva/excentricidade.



A primeira razão vem de que, em cada meio ciclo as operações de controle orbital, principalmente as determinações de órbitas pré-manobra e pós-manobra, as determinações de atitude, as manobras de inclinação e as próprias manobras de deriva ficam concentradas em apenas um satélite. As únicas manobras requeridas pelo outro satélite são de controle de atitude.

A segunda razão é para manter uma diferença sistemática entre os vetores inclinação dos dois satélites. Pois se ambas manobras de inclinação forem programadas para o mesmo dia, ou seja, forem simultâneas, como as estratégias usadas para ambos satélites são as mesmas, os vetores inclinação dos dois satélites serão mantidos aproximadamente iguais, e assim suas latitudes serão quase iguais o tempo todo. A estratégia de separação latitude/raio se baseia no fato de que as latitudes dos satélites irão coincidir apenas duas vezes por dia (em tempos predeterminados) e que no resto do dia serão significativamente diferentes.

A determinação dos instantes nos quais as latitudes dos satélites irão coincidir depende da compreensão das perturbações que afetam a inclinação e da estratégia escolhida para controlar a inclinação sob estas perturbações. Sobre as perturbações no vetor inclinação, os principais termos de longo período são o secular e o  $\omega_s$ , onde  $\omega_s$  é a frequência solar (0.9856 graus/dia). O termo secular é o maior e varia em um ciclo de 18.6 anos, com :

$$\dot{i}_{x_{sec}} = -0.132 \operatorname{sen}(\Lambda_m)$$

$$\dot{i}_{y_{sec}} = 0.852 + 0.098 \operatorname{cos}(\Lambda_m)$$

onde  $\Lambda_m$  é a fase do ciclo de 18.6 anos (ascensão reta do nodo ascendente da órbita da Lua em relação à eclíptica). Assim a magnitude do termo secular varia entre 0.75 e 0.95 graus/ano e é aproximadamente constante durante um ciclo de correções [9].

O termo  $2\omega_s$ , se estivesse agindo sozinho, faria o vetor inclinação precessionar em um círculo de raio 0.023 graus a cada 6 meses.

Durante cada meio ciclo, os dois vetores inclinação sofrerão os mesmos efeitos da per-

turbação e irão manter uma diferença relativa constante.

Os dois instantes do dia em que as latitudes dos dois satélites são iguais serão os instantes nos quais a ascensão reta dos satélites for igual à ascensão reta do nodo ascendente ou descendente do vetor inclinação relativo entre os dois satélites.

Sendo  $N = 1, 2$  :

$i_N$  = inclinação do satélite  $N$

$\Omega_N$  = nodo ascendente do satélite  $N$

$S$  = ascensão reta de ambos satélites

$L_N = i_N \text{ sen}(S - \Omega_N)$  = latitude do satélite  $N$

Então :

$$\Delta i_x = i_{x2} - i_{x1} = i_2 \cos(\Omega_2) - i_1 \cos(\Omega_1)$$

$$\Delta i_y = i_{y2} - i_{y1} = i_2 \text{ sen}(\Omega_2) - i_1 \text{ sen}(\Omega_1)$$

$$\tan(\Omega_{rel}) = \frac{\Delta i_y}{\Delta i_x} = \frac{i_2 \text{ sen}(\Omega_2) - i_1 \text{ sen}(\Omega_1)}{i_2 \cos(\Omega_2) - i_1 \cos(\Omega_1)} \quad (3.1)$$

$$L_N = i_N \text{ sen}(S) \cos(\Omega_N) - i_N \cos(S) \text{ sen}(\Omega_N)$$

$L_1 = L_2$  implica que :

$$\text{sen}(S)[i_2 \cos(\Omega_2) - i_1 \cos(\Omega_1)] = \cos(S)[i_2 \text{ sen}(\Omega_2) - i_1 \text{ sen}(\Omega_1)]$$

Assim :

$$\tan(S) = \frac{\text{sen}(S)}{\text{cos}(S)} = \frac{i_2 \text{sen}(\Omega_2) - i_1 \text{sen}(\Omega_1)}{i_2 \text{cos}(\Omega_2) - i_1 \text{cos}(\Omega_1)} \quad (3.2)$$

$$(3.1) = (3.2) \rightarrow \tan(\Omega_{rel}) = \tan(S)$$

Que implica em  $S = \Omega_{rel}$  ou  $\Omega_{rel} + 180^\circ$ . Como o nodo relativo está sempre na direção secular, então as latitudes dos dois satélites serão iguais apenas nos dois instantes do dia em que a ascensão reta dos satélites for igual à ascensão reta da direção secular ou  $180^\circ$  depois.

É possível provar que nos dois instantes do dia em que as latitudes são iguais, os raios são diferentes. Esta separação em raio será alcançada através do controle dos vetores excentricidade dos dois satélites

Para  $N = 1, 2$  temos que :

$a_N$  = semi-eixo maior do satélite  $N$

$e_N$  = excentricidade do satélite  $N$

$\omega_N$  = ascensão reta do nodo ascendente + argumento do perigeu do satélite  $N$

$E_N$  = anomalia excêntrica do satélite  $N$

Assim :

$$r_N = a_N [1 - e_N \cos(E_N)] = \text{raio do satélite } N$$

e :

$$r_2 - r_1 = (a_2 - a_1) - [a_2 e_2 \cos(E_2) - a_1 e_1 \cos(E_1)] \quad (3.3)$$

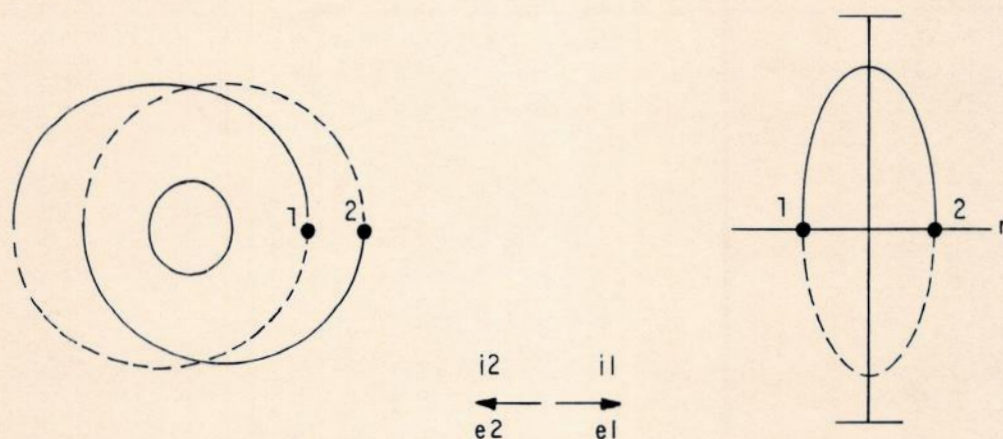
A diferença entre os semi-eixos maiores dos dois satélites será muito pequena em comparação com os valores dos próprios semi-eixos maiores que estarão sempre próximos ao raio síncrono. Desta forma na equação (3.3) o segundo  $a_2$  pode ser aproximado por  $a_1$ . E também, como as duas órbitas são quase circulares, a anomalia excêntrica pode ser aproximada pela ascensão reta dos satélites menos a ascensão reta do perigeu.

$$\begin{aligned}
 r_2 - r_1 &= (a_2 - a_1) - a_1 [e_2 \cos(S - o_2) - e_1 \cos(S - o_1)] \\
 &= (a_2 - a_1) - a_1 \{e_2 [\cos(S) \cos(o_2) + \text{sen}(S) \text{sen}(o_2)] - e_1 [\cos(S) \cos(o_1) + \text{sen}(S) \text{sen}(o_1)]\} \\
 &= (a_2 - a_1) - a_1 \{ \cos(S) [e_{x2} - e_{x1}] + \text{sen}(S) [e_{y2} - e_{y1}] \}
 \end{aligned}$$

A expressão entre chaves é a componente do vetor excentricidade relativo, ou seja, a diferença entre os vetores excentricidade, na direção da ascensão reta  $S$ . O primeiro termo  $(a_2 - a_1)$  tem magnitude quase constante. Desta forma a magnitude de  $(r_2 - r_1)$  pode ser forçada a ser grande nos instantes em que as latitudes dos dois satélites forem iguais fazendo com que o segundo termo seja maior do que o primeiro nestes instantes, o que pode ser feito mantendo o vetor excentricidade relativo grande o suficiente na direção secular.

Como os satélites estão na mesma longitude, eles sofrem a mesma aceleração devido à triaxialidade. Partindo do princípio de que a pressão de radiação solar e a massa são iguais para os dois satélites, e que eles estão sendo controlados pela mesma estratégia, seus vetores excentricidade target deverão ser aproximadamente iguais o que se verifica para os satélites BRASILSATs A e B no final e início da vida, respectivamente. Os satélites não serão manobrados na mesma data, assim haverá alguma diferença entre seus vetores excentricidade, mas esta diferença será relativamente pequena. Assim assumindo que os vetores excentricidade são aproximadamente os mesmos, se adicionarmos desvios grandes o suficiente na direção secular e  $180^\circ$  depois, ou seja, nas direções em que as latitudes

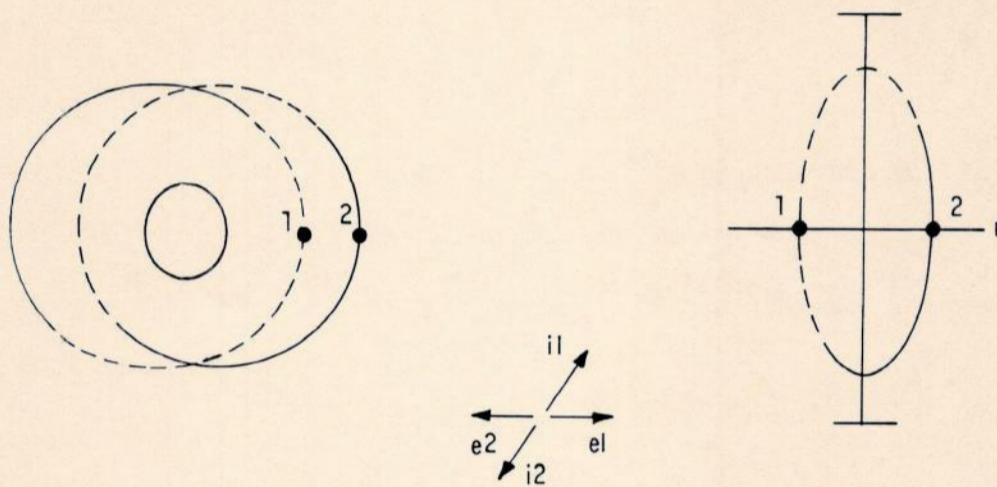
são iguais, poderemos garantir uma separação em raio substancial nestas direções. O que garante que não haverá colisão em qualquer tempo.



**Fig. 12** - Separação entre os vetores excentricidade e inclinação para 2 satélites

### 3.3.2 Separação Através do Defasamento Entre os Vetores Excentricidade e Inclinação

Um exemplo para as variações nos vetores de dois satélites co-localizados é mostrado na Fig. 12 onde o vetor inclinação de um satélite é anti-paralelo ao vetor inclinação do outro. O mesmo ocorrendo para os vetores excentricidade. O movimento relativo de cada satélite em torno da posição de referência (ou em torno de cada um dos outros) é uma elipse com o eixo menor ao longo da direção radial e o eixo maior perpendicular a este, devido às magnitudes dos vetores excentricidade e inclinação dos 2 satélites. Este exemplo indica a possibilidade de eclipses, uma solução para evitá-los seria provocar um deslocamento entre



**Fig. 13** - Separação através do defasamento entre os vetores excentricidade e inclinação

os vetores excentricidade e inclinação de cada satélite, mudando assim, a orientação da normal ao plano da elipse relativa (Fig.13).

#### 4. Requisitos

Um elemento chave para o sucesso de uma co-localização é a habilidade de corrigir erros na deriva rapidamente, principalmente após manobras de inclinação. Isto, de certa forma, depende da habilidade de determinar órbitas pós-manobras acuradas muito rapidamente (a implementação de determinações orbitais em tempo real pelo Filtro de Kalman é um dos projetos principais na EMBRATEL atualmente). Cada satélite, em um par co-localizado, requer que os dados sejam coletados a partir de uma mesma antena (ou de um mesmo sistema) para evitar erros sistemáticos inerentes à(s) mesma(s).

Os satélites estão sujeitos a requisitos para serem co-localizados, independentes da estratégia de co-localização:

- . Ambos os satélites devem se manter dentro de limites específicos nas direções norte-sul e leste-oeste, como no caso de um único satélite. Desta forma, ambos estão confinados a uma caixa angular quadrada característica centrada na latitude zero e na longitude nominal;
- . Os satélites devem respeitar os requisitos da estratégia de comunicação. A separação angular geocêntrica nunca pode exceder  $0.05^\circ$  ( $\simeq 35$  km) para o caso de co-localização de iluminação dupla;
- . A separação física adequada entre dois satélites deve ser de pelo menos 7 km;
- . As manobras deverão ser mais frequentes, podendo necessitar execução simultânea para ambos satélites. A fase inicial será particularmente crítica. Atingir um nível de risco aceitável irá requerer rápida e acurada determinação orbital.

## Capítulo IV

# OPERAÇÕES ORBITAIS

Para um melhor entendimento do método utilizado para co-localizar os satélites BRASILSATs A2 e B1 torna-se necessária uma descrição detalhada do software utilizado pelas simulações. A posterior apresentação do método tornar-se-á mais clara com o acompanhamento das respectivas simulações que se encontram nos anexos 1 e 2.

### 1. O Software

O software STA (Stationkeeping Software) foi desenvolvido pela Hughes Aircraft Company e é utilizado pela EMBRATEL desde o lançamento dos BRASILSATs A1 e A2. Este software promove estimativas de órbita e atitude dos satélites, gera efemérides, planeja manobras de deriva/excentricidade, inclinação e controle de apontamento, e prevê eclipses de satélites. Serão explicitadas aqui apenas as funções do STA utilizadas pelas simulações de co-localização.

#### 1.1. Função Elementos Médios (Mean Elements)

Os parâmetros relacionados à órbita que devem ser controlados para uma comunicação satisfatória são os que fixam a posição do satélite em relação às estações terrestres. Um conjunto destes parâmetros para um satélite geoestacionário é formado pelo raio, latitude e longitude instantâneos  $r$ ,  $\delta$ ,  $\lambda$ . Este conjunto depende dos valores instantâneos dos elementos não singulares  $S$ ,  $d$ ,  $e_x$ ,  $e_y$ ,  $i_x$ ,  $i_y$  para um dado tempo  $t$ , onde  $S$  é a ascensão reta média.

É impossível manter uma órbita perfeitamente estacionária.  $\lambda$  está sujeito a acelerações longitudinais produzidas por perturbações no campo gravitacional terrestre local e pelas gravidades do Sol e da Lua. Uma oscilação diurna em torno da longitude média é devida à



magnitude da excentricidade, que é perturbada pela pressão de radiação solar. A variação senoidal diária de  $\delta$  em torno de zero tem uma magnitude que varia secularmente de acordo com perturbações causadas pelo Sol e pela Lua.

Para controlar um satélite é necessário aplicar correções orbitais que minimizem as magnitudes de  $e$  e  $i$ , enquanto mantém  $l$ , o valor médio diário de  $\lambda$ , próximo à longitude estacionária  $l_s$  (no nosso caso  $l_s = 70.0^\circ$ ).

É necessário obter um conjunto de elementos médios, os vetores deriva  $\bar{d}$ , excentricidade  $\bar{e}$  e inclinação  $\bar{i}$  (Introdução - 3. Vetores), a partir de vetores osculadores, para omitir os efeitos das perturbações de curto período.

Um método numérico é utilizado para gerar elementos médios, pois ajusta elementos não singulares obtidos diretamente de uma integração numérica sobre um determinado tempo.

Os elementos numéricos são coeficientes de polinômios de 2ª ordem no tempo que omitem os efeitos das oscilações de curto período. Cada elemento não singular osculador  $E_i$  é calculado em intervalos de 4 horas por integração numérica sobre um período de tempo  $T$ , partindo-se de uma órbita inicial no tempo  $t_0$ . Os pontos  $E_i(t)$  são encontrados através de um mínimo quadrado da forma [4]:

$$E_i(t) = A_i t^2 + B_i t + C_i + \sum_j (D_{ij} \text{sen}(W_j t) + F_{ij} \text{cos}(W_j t))$$

onde  $W_j$  são as frequências a serem removidas.

Assim, em  $t_0 = 0$  :  $\bar{E}_i(t_0) = C_i$ , a taxa de variação é  $\dot{\bar{E}}_i(t_0) = B_i$ , e a derivada segunda média é  $\ddot{\bar{E}}_i(t_0) = 2A_i$ .

Baseada em valores dados da órbita do satélite, e da época para a qual se quer gerar elementos médios, a função elementos médios gera os coeficientes dos elementos orbitais médios para a época especificada.

## 1.2. Função Inicialização Deriva / Excentricidade (Drift Eccentricity Initialization)

Baseada em valores dados para as datas das primeira e última manobras (em uma série de até 3 manobras), número de dias entre a última manobra e a próxima manobra de controle de deriva/excentricidade e longitude do satélite, a função inicialização calcula os delta velocidade requeridos e as datas exatas das manobras de inicialização dos parâmetros orbitais, através do método de Encke, onde são integradas numericamente as equações de movimento da órbita de referência de um problema de dois corpos, satisfazendo:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} + \frac{\mu \bar{r}}{r^3} = \bar{a}_t + \bar{a}_s + \bar{a}_l + \bar{a}_r = \bar{f}(\bar{r}, \dot{\bar{r}}, t)$$

onde:

$r$  = raio vetor do centro da Terra ao satélite (urt);

$\mu$  = constante gravitacional terrestre ( $\text{urt}^3/\text{s}^2$ );

$\bar{a}_t$  = não uniformidade terrestre;

$\bar{a}_s$  = gravidade solar;

$\bar{a}_l$  = gravidade lunar;

$\bar{a}_r$  = pressão de radiação solar;

$\bar{f} = 0, \bar{R}(0) = \bar{r}_0, \dot{\bar{R}}(0) = \dot{r}_0$ .

## 1.3. Função Delta Velocidade (Delta Velocity Maneuver)

O incremento em velocidade,  $\Delta V^r$ , dado ao satélite é:

$$\Delta V^r = \frac{F \cdot T}{m}$$

onde:

$F = \text{jato};$

$T = \text{duração da combustão};$

$m = \text{massa do satélite}.$

Baseada em valores dados de órbita do satélite, data da manobra e componentes de delta velocidade (radial, normal, tangencial) a função Delta Velocidade calcula a órbita resultante de uma manobra qualquer.

Os dados de saída se dividem em dois conjuntos. Primeiramente obtém-se um conjunto de valores pré-manobra calculados através da propagação da órbita dada até a data da manobra. Então, obtém-se um conjunto de valores pós-manobra calculados adicionando-se as componentes do delta velocidade ao vetor velocidade pré-manobra e calculando-se a órbita resultante. A função delta velocidade admite que a componente tangencial do delta velocidade está no plano equatorial e é perpendicular ao raio vetor do satélite, que a componente normal é perpendicular ao plano equatorial, e que a componente radial está no plano equatorial na direção da projeção do raio vetor neste plano.

#### 1.4. Função Controle de Inclinação (Inclination Control)

A latitude do satélite é uma função senoidal com frequência  $\omega_e$  (taxa de rotação da Terra) e amplitude  $i$  (inclinação da órbita).

$$\delta = i \text{ sen}(nt + \omega_e)$$

Assim qualquer variação desejada na latitude requer correções (delta velocidade) no vetor inclinação. Para um ciclo de correções de duração  $T$ , a variação total do elemento médio  $\vec{i}$  pode ser encontrada assumindo-se que o vetor inclinação descreve uma linha reta no plano  $[i_x, i_y]$  dada por:

$$\Delta i = T \dot{\vec{i}}$$

onde:

$$\dot{i} = -[Q_y + \sum_L Q_{yi} W_i \text{ sen } I_i, Q_x + \sum_L Q_{xi} W_i \text{ cos } I_i]$$

$\dot{i}$  é primariamente causado pela atração gravitacional do Sol e da Lua e pelo achatamento nos polos terrestres e, em consequência disto, os termos de longo período são os seculares e suas magnitudes são:

$$Q_x = 0.852 + 0.098 \text{ cos } \Lambda_m \text{ graus/ano}$$

$$Q_y = 0.132 \text{ sen } \Lambda_m \text{ graus/ano}$$

e  $W = 2S$ , onde  $S = 2 \times 10^{-7}$  rad/s é a frequência solar.

Qualquer correção na latitude do satélite requer um incremento em velocidade normal ao plano orbital e com magnitude  $\Delta V_N$  dada por:

$$\Delta V_N = V_S \left| \vec{i}_I - \vec{i}_O \right|$$

este incremento deve ser aplicado quando a ascensão reta do satélite estiver na direção do vetor variação  $(\vec{i}_I - \vec{i}_O)$  desejado:

$$S_A = \frac{(\vec{i}_D \cdot \vec{i}_h)}{|\vec{i}_D \cdot \vec{i}_h|} \text{ cos}^{-1} \frac{(\vec{i}_D \cdot \vec{i}_k)}{|\vec{i}_D|}$$

onde:

$V_S$  = velocidade de um satélite em órbita estacionária;

$\vec{i}_I$  = vetor inclinação desejado;

$\vec{i}_D = \vec{i}_I - \vec{i}_O$ ;

$\vec{i}_k = [1, 0]$ ;

$\vec{i}_h = [0, 1]$ .

Baseada em valores dados de data da manobra, vetor inclinação desejado e número de dias entre a manobra e o vetor inclinação desejado a função controle de inclinação calcula

as componentes do delta velocidade requerido, a data exata da manobra e a atitude do eixo de rotação no qual se deve executar a manobra de controle de inclinação.

## 2. As Simulações

### 2.1. Defasamento Entre os Vetores Excentricidade e Inclinação

Nesta estratégia as magnitudes dos vetores excentricidade e inclinação dos dois satélites são iguais, porém a orientação destes vetores é defasada de  $180^\circ$  entre um satélite e o outro. Esta estratégia cumpre o requerimento básico de não haver colisão, além de diminuir a possibilidade de eclipses e interferências entre os sensores dos satélites durante uma co-localização de curto período (15 dias).

Para atingir a separação adequada entre os vetores excentricidade e inclinação dos dois satélites primeiramente foi calculada a órbita do BRASILSAT A2 para 93, 7, 23 (data do início da simulação da co-localização):

$$42163.59, 0.0001211, 0.01556, 168.3948, -45.4688, 134.8019$$

onde os elementos orbitais estão na seguinte ordem:  $a$ (km),  $e$ (rad),  $i$ (graus),  $M$ (graus),  $\omega$ (graus),  $\Omega$ (graus).

Baseada nesta órbita foi, então, calculada a órbita desejada para o BRASILSAT B1 para a mesma época:

$$42163.59, 0.0001211, 0.01556, 348.3948, -45.4688, -45.1981$$

de forma que os vetores excentricidade e inclinação tivessem a mesma magnitude ( $e_{A2} = e_{B1}$ ,  $i_{A2} = i_{B1}$ ) porém orientações diferentes ( $M_{A2} = M_{B1} + 180^\circ$ ,  $\omega_{A2} = \omega_{B1}$ ,  $\Omega_{A2} = \Omega_{B1} + 180^\circ$ ).

Na simulação partimos da órbita em que o BRASILSAT B1 é testado, em 93, 6, 21:

42162.44, 0.0002248, 0.15799, 309.0834, 159.4631, 99.6203

desta forma teremos 32 dias para, através de manobras de correção orbital, atingir a órbita desejada.

A simulação destas manobras se encontra no anexo 1.

Primeiramente foram gerados os elementos médios para a órbita inicial do BRASILSAT B1. Com isto, foi calculada uma manobra de inicialização deriva/excentricidade para atingir a excentricidade e a longitude desejadas em 93, 7, 23. Esta manobra é dividida em 5 partes, sendo 2 manobras de partida e 3 de chegada; as 3 manobras de chegada inicializam  $d, e, \lambda$ .

Como nesta etapa desejamos apenas fazer uma mudança de estação, a função delta velocidade foi aplicada apenas na primeira parte da manobra de inicialização deriva/excentricidade.

Após a primeira manobra foram gerados os elementos médios para a órbita pós-manobra do BRASILSAT B1.

Foi calculada a segunda manobra, desta vez uma manobra de inclinação para atingir-se o vetor inclinação desejado. Esta manobra foi simulada através da função delta velocidade  $e$ , com isto, foram gerados os elementos médios pós-manobra de inclinação.

Novamente calculou-se uma manobra de inicialização deriva/excentricidade e foi-lhe aplicada a função delta velocidade. Chegou-se, assim, a uma órbita final para o BRASILSAT B1 em 93, 7, 22, 21, 33, 24, igual a:

42164.99, 0.0001224, 0.01539, 290.4489, 308.4264, 315.0724

Foi utilizada, então, a função co-localização (Co-location Predicts), cujos dados de entrada são as órbitas dos dois satélites para a época de início da co-localização, o passo e

a duração da integração. Esta função gera efemérides e um gráfico (anexo 1) onde pode-se acompanhar a evolução da co-localização.

Os resultados desta simulação são apresentados na tabela 4.1, e foram considerados satisfatórios, desde que as efemérides geradas pela função co-localização mostraram que não haveria colisão durante os 15 dias, porém haveriam eclipses nas vezes em que as diferenças em latitude e longitude entre os dois satélites são iguais a zero. Isto ocorrendo devido às diferenças entre os vetores atingidos e os objetivados (target) mostradas na tabela 4.1.

**Tabela 4.1 - Resultados da 1ª Simulação**

	$ECC_{TARGET}$	ECC	$INC_{TARGET}$	INC
Mag	0.00012	0.00012	0.01556	0.01539
A.R.	269.333	263.498	-45.1981	-44.9276

## 2.2 Separação Longitudinal

Com o objetivo de realizar uma transição de tráfego sem descontinuidade de serviço para os usuários do sistema BRASILSAT, os satélites B1 e A2 deverão ser posicionados de forma que não haja separação angular maior do que  $0.05^\circ$  entre eles. Assim a comunicação com os dois satélites poderá ser realizada a partir de uma mesma antena. Esta simulação encontra-se no anexo 2.

Considerando que as determinações orbitais serão feitas através de antenas diferentes para cada satélite (TART para o A2 e T&C para o B1), é conveniente que esta separação angular de  $0.05^\circ$  seja decomposta em uma separação longitudinal ( $< 0.045^\circ$ ) e outra latitudinal ( $< 0.020^\circ$ ). Esta estratégia promove uma maior flexibilidade e protege de erros sistemáticos em qualquer dos eixos decorrentes da imprecisão dos dados observacionais, do

modelo matemático utilizado no software de controle orbital, das diferenças de calibrações existentes tanto entre as duas antenas como entre as técnicas de determinação orbital.

Como precaução adicional para o momento da intersecção entre os planos orbitais, foi introduzida uma diferença de orientação das órbitas de cada satélite em seu próprio plano de modo que a distância dos mesmos ao centro da Terra fosse diferente, através de um pequeno defasamento entre os vetores excentricidade.

Partindo de uma órbita padrão para o BRASILSAT A2 em 94, 9, 17:

0.02, 70.02, 42166.4, 3074.6, 0, 0

onde os elementos orbitais são: latitude (graus, +N), longitude (graus, +W), distância à Terra (km), velocidade (mps), ângulo de vôo (graus), azimute do vetor velocidade (graus).

Foi calculada a órbita do BRASILSAT B1 para a mesma época:

0, 69.98, 42166.4, 3074.6, 0, 0

de forma que os satélites tivessem uma diferença em longitude menor do que  $0.045^\circ$ , garantindo uma separação latitudinal de aproximadamente  $0.02^\circ$  e estivessem o mais próximo possível da longitude nominal de controle  $70.0^\circ$ .

Aos dois satélites foi aplicada a mesma sequência de passos e manobras antes da co-localização.

Primeiramente os elementos de vôo foram convertidos para elementos clássicos ( $a, e, i, M, \omega, \Omega$ ) através da função conversão de elementos (Element Conversion Function). Em seguida foram calculados os elementos médios para estas órbitas.

Foi calculada uma manobra de inicialização deriva/excentricidade para ajustar a longitude dos satélites à desejada em 94, 9, 20 (data do início da co-localização). Foi aplicada a função delta velocidade para efetivar a manobra calculada.



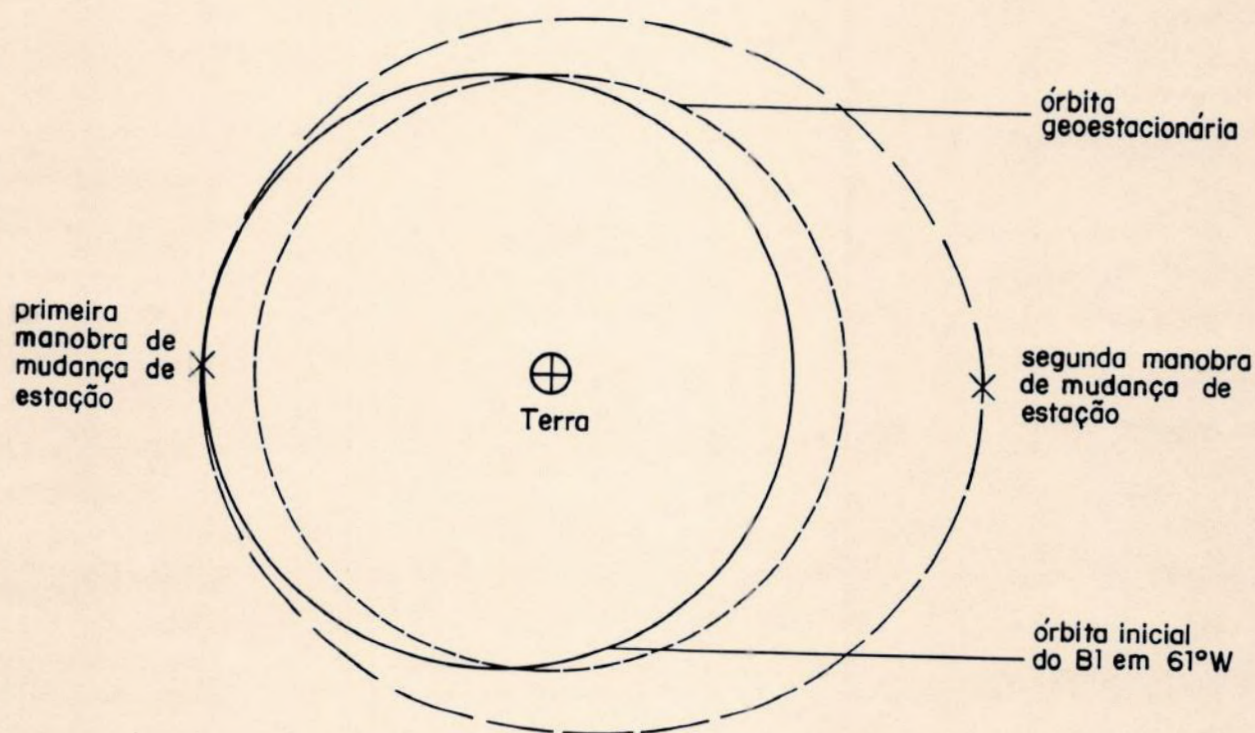
Foram calculados os elementos médios dos satélites em 94, 9, 20 e finalmente foi aplicada a função co-localização às órbitas finais. Esta simulação mostrou que durante o período de 15 dias da co-localização não só não haverá colisão, como também não haverá eclipse pois um satélite não ultrapassa o outro em longitude, nem haverá interferências entre os sensores.

## Capítulo V

### CO-LOCALIZAÇÃO DOS BRASILSATS B1 E A2

As análises desenvolvidas neste projeto recomendaram a estratégia descrita a seguir para co-localização dos BRASILSATS B1 e A2. Um sumário de todas as manobras encontra-se nas tabelas 5.1 e 5.2.

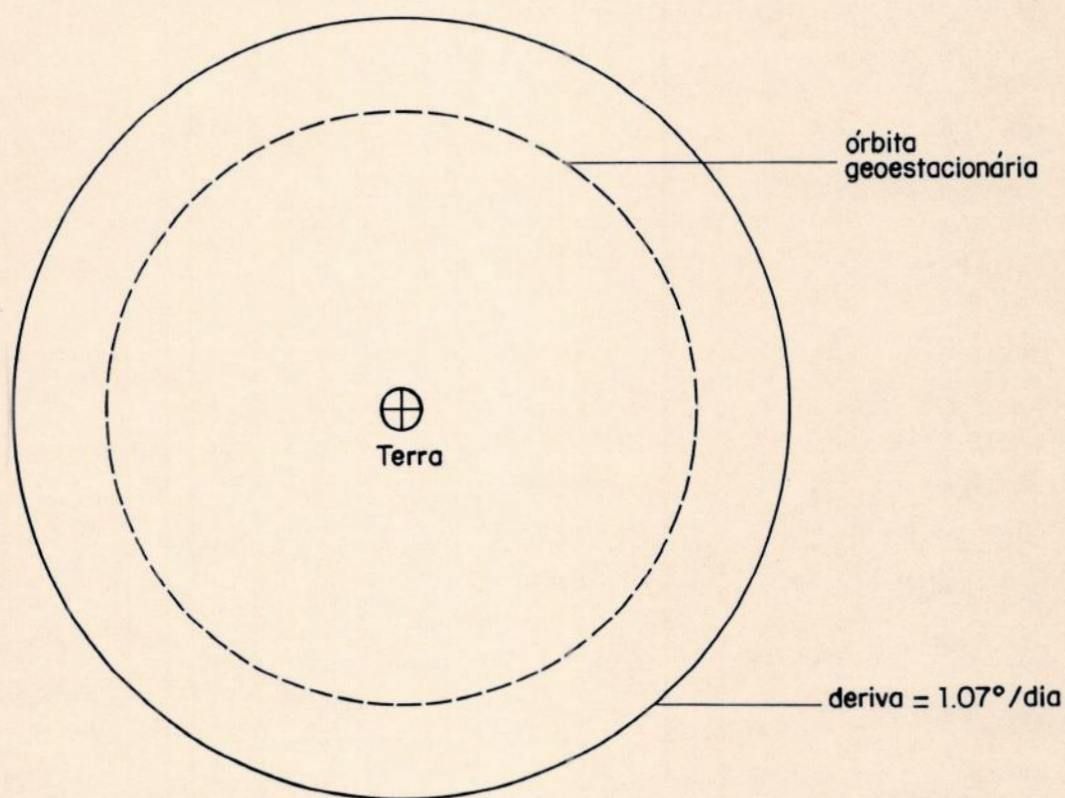
Estando o BRASILSAT B1 na longitude  $61^{\circ}\text{W}$  para testes foi preciso estipular uma estratégia para leva-lo para a longitude  $70^{\circ}\text{W}$  (onde estava o BRASILSAT A2) que já levasse em conta a futura co-localização.



**Fig.14** - Primeira e segunda manobras de mudança de estação

Esta mudança de estação foi desenvolvida através de duas manobras. A primeira delas

foi dividida em duas partes, para manter a rotação do satélite e cancelar as precessões de 2 graus causadas por cada manobra devido à posição dos jatos em relação ao centro de gravidade do satélite. Esta manobra tinha como objetivo aumentar a velocidade do satélite em relação à Terra para  $1.07^\circ/\text{dia}$  de forma que a órbita final não cruzasse a órbita geoestacionária (Fig. 14). Como a órbita do BRASILSAT B1 em  $61^\circ$  não era perfeitamente circular foi preciso realizar uma segunda manobra de mudança de estação para circularizar a órbita após a primeira manobra e garantir, assim, que pudéssemos voltar à órbita geoestacionária em qualquer momento e não apenas no apogeu (Fig. 15).

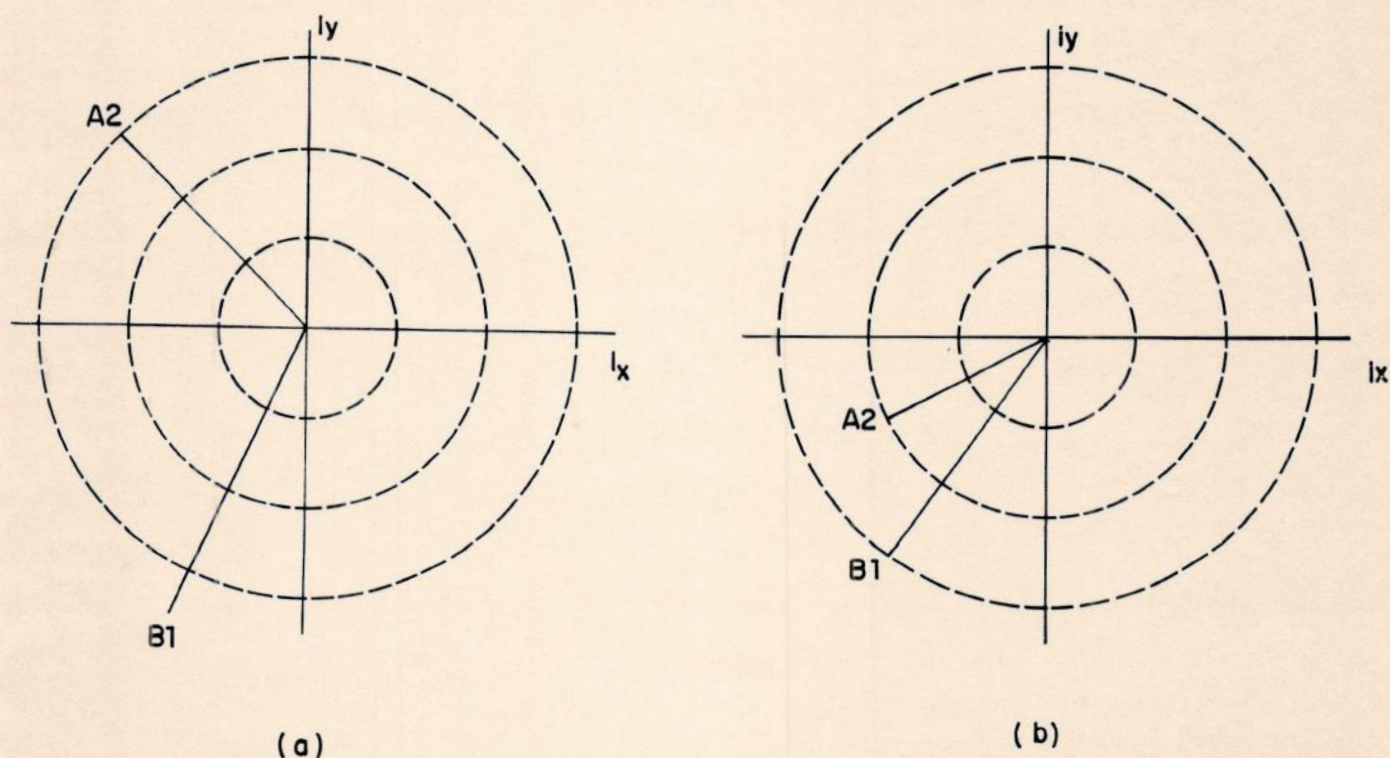


**Fig.15** - Órbita do BRASILSAT B1 após a segunda manobra de mudança de estação

A deriva de  $1.07^\circ/\text{dia}$  foi definida baseada na data do início da co-localização: 94, 09, 21. Assim, em 94, 09, 17 o satélite estaria a aproximadamente  $1^\circ$  do seu objetivo e teríamos quatro dias para realizar as manobras de parada e verifica-las.

Durante este período de deriva do B1 as únicas manobras realizadas nos BRASILSATs

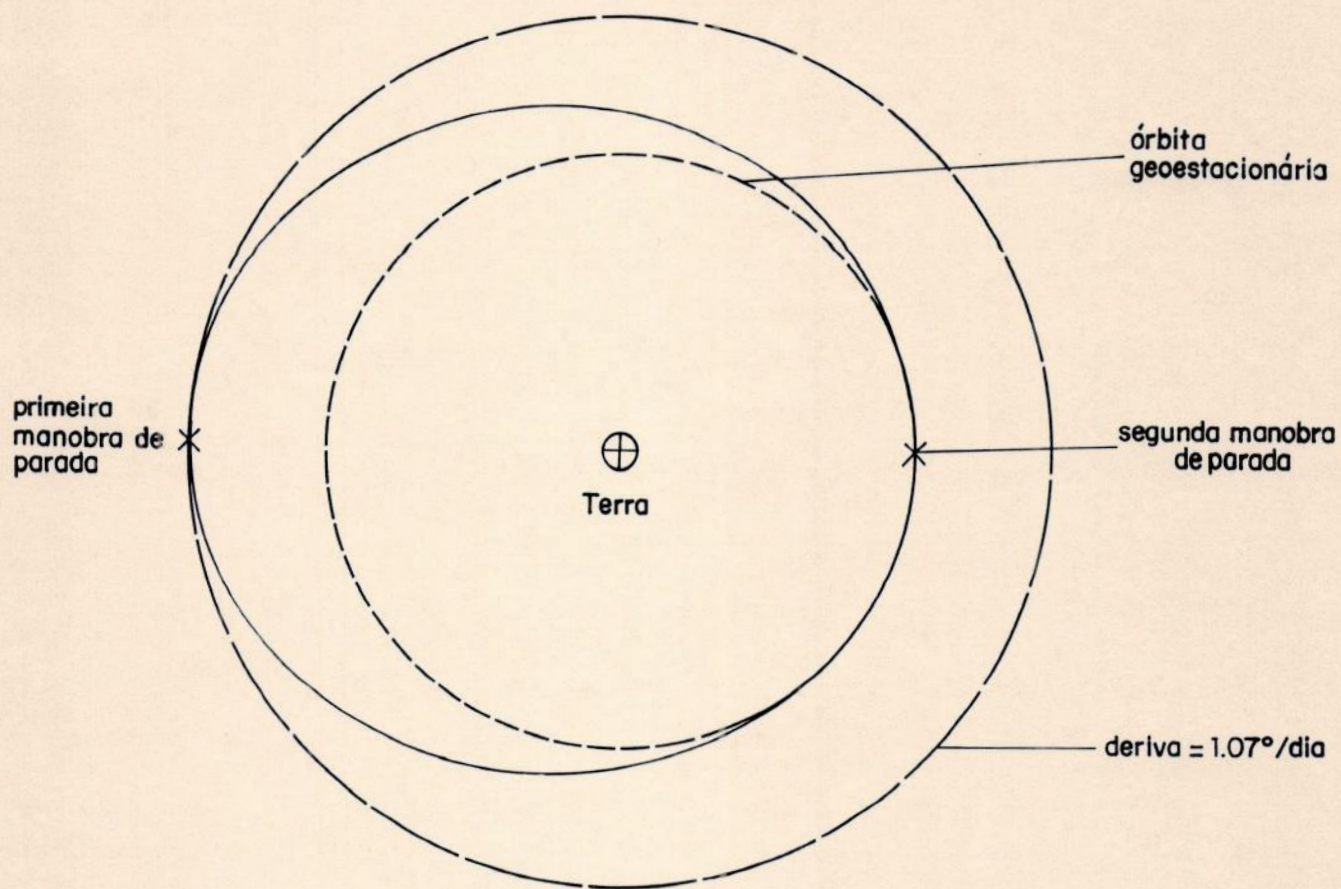
B1 e A2 foram de inclinação, pois era necessário garantir uma diferença de no máximo  $0.02^\circ$  em latitude para a co-localização (Fig. 16).



**Fig.16** - Vetores inclinação dos BRASILSATs B1 e A2 (a) antes das manobras de inclinação e (b) depois das manobras de inclinação garantindo uma diferença máxima de  $0.02^\circ$  em latitude entre os dois satélites (o espaçamento entre as linhas concêntricas é de  $0.01^\circ$ )

A quatro dias do início da co-localização começou a fase de parada do BRASILSAT B1. Três manobras foram necessárias e todas foram divididas em duas partes, também, para não provocar grande variação da rotação do satélite e cancelamento das precessões em cada manobra (consegue-se isto usando um jato diferente em cada parte da manobra).

A primeira manobra de parada transformou a órbita em uma elipse com perigeu próximo à órbita geoestacionária (Fig. 17). A segunda manobra de parada foi executada exatamente neste perigeu um dia e meio após a primeira e circularizou a órbita.



**Fig.17** - Primeira e segunda manobras de parada do BRASILSAT B1

A terceira manobra de parada já tinha como objetivo sincronizar o movimento do BRASILSAT B1 com o A2. Em seguida, foram realizadas simultaneamente manobras de inicialização do BRASILSAT A2 e de sincronização do BRASILSAT B1 com o anterior para garantir a separação de  $0.045^\circ$  em longitude planejada pela estratégia de co-localização.

A primeira parte da manobra de inicialização parou o BRASILSAT A2 no final do box para esperar o B1 e a segunda parte centralizou o movimento do A2 em torno de  $70.0225^\circ W$ . A manobra de sincronização do B1 centralizou o satélite em torno da longitude de  $69.9775^\circ W$ .

As manobras de parada e de sincronização do B1 inicializaram o seu movimento com

controle de todos os elementos orbitais, a menos da excentricidade que por estar dentro de uma margem aceitável operacionalmente não foi controlada para economia de combustível.

**Tabela 5.1: Manobras do BRASILSAT B1**

Manobra	Descrição	Época	$\Delta d(+W)$	$\Delta M(Kg)$	Long(+W)
46	1ª Manobra de Mudança de Estação (Parte 1)	94-09-09-08-33-04	0.49091	0.586	60.9147
47	1ª Manobra de Mudança de Estação (Parte 2)	94-09-09-09-18-07	0.47824	0.586	60.9185
48	2ª Manobra de Mudança de Estação	94-09-10-21-52-12	0.09414	0.115	62.3880
50	Inclinação	94-09-13-23-58-32		1.303	65.6980
51	1ª Manobra de Parada (Parte 1)	94-09-17-01-52-18	-0.21753	0.259	69.0180
52	1ª Manobra de Parada (Parte 2)	94-09-17-02-16-51	-0.25266	0.303	69.0437
53	2ª Manobra de Parada (Parte 1)	94-09-18-13-46-59	-0.23671	0.289	69.9580
54	2ª Manobra de Parada (Parte 2)	94-09-18-14-11-31	-0.27184	0.332	69.9744
55	3ª Manobra de Parada (Parte 1)	94-09-19-01-39-30	-0.03699	0.044	70.0198
56	3ª Manobra de Parada (Parte 2)	94-09-19-01-59-00	-0.07211	0.087	70.0219
57	Manobra de Sincronização	94-09-21-01-59-15	-0.00651	0.008	70.0158

**Tabela 5.2: Manobras do BRASILSAT A2**

Manobra	Descrição	Época	$\Delta d(+W)$	$\Delta M(Kg)$	Long(+W)
719	Inclinação	94-09-16-11-38-52		0.503	70.019
720	Inicialização (Parte 1)	94-09-18-21-49-29	-0.01562	0.015	70.053
721	Inicialização (Parte 2)	94-09-21-03-02-12	-0.01882	0.019	70.064

## CONCLUSÃO E PERSPECTIVAS FUTURAS

Este trabalho teve a proposta original de desenvolver a base teórica necessária para viabilizar as co-localizações que viriam a ser realizadas durante a implantação da segunda geração de satélites BRASILSAT.

Com o sucesso das duas co-localizações já realizadas (A2/B1 e A1/A2) nos sentimos confiantes e seguros para a próxima e também para a necessidade eventual de se operar dois satélites co-localizados por período indeterminado.



## ANEXO 1

STA 10.0 Mean Elements

Orbit Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se 93 6 21 00 00 00 Stepsize 900.0 sec  
 S/C Weight 1055.0001 kg  
 SRF 0.0001059 nc  
 Input Osculating Classical Elements  
 SMA I M Omega Node  
 42162.44 km 0.0002248 0.15799 dg 309.0834 dg 159.4631 dg 99.6203 dg

Osculating Classical Elements at Mean Elements Epoch  
 SMA I M Omega Node  
 42162.44 km 0.0002248 0.15799 dg 309.0834 dg 159.4631 dg 99.6203 dg

Mean Elements Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se 93 6 21 00 00 00

K1Zer	H1Zer	K2Zer	H2Zer	LonZer
K1Lin	H1Lin	K2Lin	H2Lin	LonLin
K1Qua	H1Qua	K2Qua	H2Qua	LonQua
- .639654E-04	- .168618E-03	- .496908E-03	0.269179E-02	61.0390
- .372434E-05	0.521606E-06	0.551489E-05	0.533791E-04	- .311882E-01
0.588678E-08	- .345036E-07	- .149553E-06	- .131884E-06	0.701865E-03

Estimated Time	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	On-Station	Mean	Lon and	Satellite	Solar Radiation	Lon
Maneuver 1	93	6	24	00	00	00	Lon(+W)	Acceleration(+W)	Drift	Weight	Force	Ctrl Box
Maneuver 3	93	7	23	00	00	00	70.000 dg	0.001261 dg/dy**2	Compute	1055.00 kg	0.0001059 nt	0.100 dg

Target E Vector      Longitude Guardband  
 Input      0.015 deg

Mnvr	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Longitude(+W)	Tangential DV	Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Drift(+W)	E Mag	E Rt Asc	K1	H1
1	93	6	24	10	50	20	60.93396 deg	0.9457 mps	Mnvr Delta	0.33217 deg/day	-0.02640 deg/day	0.0001858	245.399 deg	-0.0000774	-0.0001689
2	93	7	22	09	36	29	70.0080 deg	-0.8249 mps	Post-Mnvr	0.30577 deg/day	0.33217 deg/day	0.0006151	14.250 deg	0.0005962	0.0001514
3	93	7	22	21	34	38	70.0348 deg	-0.1916 mps	Pre-Mnvr	0.34316 deg/day	0.0005192	0.0005192	338.065 deg	0.0005189	-0.0000175
									Mnvr Delta	-0.28976 deg/day	0.0004188	0.0004188	353.101 deg	0.0004158	-0.0000503
									Post-Mnvr	0.05339 deg/day	0.0002102	0.0002102	240.260 deg	-0.0005201	-0.0001322
									Mnvr Delta	0.05405 deg/day	0.0002120	0.0002120	240.007 deg	-0.0001043	-0.0001825
									Post-Mnvr	-0.06729 deg/day	0.0001246	0.0001246	14.267 deg	-0.0001060	-0.0001836
									Post-Mnvr	-0.01324 deg/day	0.0001536	0.0001536	275.530 deg	0.0001208	0.0000307
														0.0000148	-0.0001529

Maneuver	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Radial Jet DV	PsiFC	Earth to Sun Angle	Tangential DV	Normal DV	Spacecraft RA	Sun RA
1	93	6	24	10	50	20	0.9547 mps	168.951 deg	101.049 deg	0.9457 mps	-0.1308 mps	14.250 deg	93.200 deg
2	93	7	22	09	36	29	0.8328 mps	17.490 deg	72.510 deg	-0.8249 mps	-0.1141 mps	14.267 deg	121.757 deg
3	93	7	22	21	34	38	0.1934 mps	197.986 deg	252.014 deg	-0.1916 mps	-0.0265 mps	194.267 deg	122.253 deg

Orbit Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se Classical Elements SMA Ecc I M Omega Node  
 93 6 21 00 00 00 Elements 42162.44 km 0.0002248 0.157990 deg 309.0834 deg 159.4631 deg 99.6203 deg  
 Satellite Wt 1054.9999 kg Solar Radiation Force 0.0001059 nt

Maneuver Time Delta Wt(kg)	Yr Mo Dy Hr Mn Se	Tangential Normal Radial	DV(mps) DV(mps) DV(mps)	SMA(km)			Ecc			I(deg)			M(deg)			Omega(deg)			Node(deg)																		
				Lat(deg)	Lon(deg)	Y(km)	Lon(deg)	Y(km)	R(km)	Z(km)	V(mps)	XDot(mps)	Gamma(deg)	YDot(mps)	AzFl(deg)	ZDot(mps)	Omega(deg)	Gamma(deg)	YDot(mps)	AzFl(deg)	ZDot(mps)																
93 6 24 10 50 20 -1.0000			0.94570 -0.13080 0.00000	Pre-Maneuver 1			Post-Maneuver 1																														
				42163.48	0.0002149	0.17005	113.5721	160.3259	100.3466	42167.102	42167.102	3074.424	0.0113	-0.0116	3074.424	3074.424	2979.748	0.0113	2979.748	0.0113	-0.0116	3074.424	3074.424	2979.748	0.0113	-0.0116	3074.424	3074.424	2979.748	0.0113	-0.0116	3074.424	3074.424	2979.748	0.0113	-0.0116	3074.424
93 6 24 10 50 20 -1.0000			0.94570 -0.13080 0.00000	Pre-Maneuver 1			Post-Maneuver 1																														
				42189.43	0.0005647	0.16990	20.3998	252.6783	101.1666	42167.102	42167.102	3075.370	0.0113	-0.0113	3075.370	3075.370	2980.665	0.0113	2980.665	0.0113	-0.0092	3075.370	3075.370	2980.665	0.0113	-0.0092	3075.370	3075.370	2980.665	0.0113	-0.0092	3075.370	3075.370	2980.665	0.0113	-0.0092	

pos manobra 1

Orbit Epoch	Yr Mo Dy Hr Mn Se	93 6 24 10 50 20	Stepsize	900.0 sec
			S/C Weight	1055.0000 kg
			SRF	0.0001059 nt
Input Osculating Classical Elements				
			M	Node
42189.43 km	0.0005647	0.16990 dg	20.3998 dg	252.6783 dg
			Omega	101.1665 dg

Osculating Classical Elements at Mean Elements Epoch				
			M	Node
42191.82 km	0.0004604	0.23257 dg	239.4554 dg	251.5151 dg
			Omega	96.3019 dg

Mean Elements Epoch												
	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	93	7	18	00	00	00
K1Zer	H1Zer	K2Zer	H2Zer	LonZer								
K1Lin	H1Lin	K2Lin	H2Lin	LonLin								
K1Qua	H1Qua	K2Qua	H2Qua	LonQua								
0.433370E-03	-.264100E-04	-.484938E-03	0.403251E-02	68.5404								
-.321112E-05	-.135366E-05	-.607437E-05	0.466006E-04	0.340420E+00								
0.166133E-07	-.222967E-07	0.205157E-07	-.189215E-06	0.570839E-03								

Mean Elements Epoch  
Yr Mo Dy Hr Mn Se  
93 7 18 00 00 00

K1Zer H1Zer K2Zer LonZer  
K1Lin H1Lin K2Lin LonLin  
K1Qua H1Qua K2Qua LonQua  
0.433370E-03 -.264100E-04 -.484938E-03 0.403251E-02 68.540413  
-.321112E-05 -.135366E-05 -.607437E-05 0.466006E-04 0.340420E+00  
0.166133E-07 -.222967E-07 0.205157E-07 -.189215E-06 0.570839E-03

Input Estimated Manuever Time Yr Mo Dy Hr Mn Se  
93 7 18 00 00 00

Control Mode  
Input Target

Days to Target I  
3

Mean Longitude (+W)  
68.421 deg

Right Ascension  
K2  
-0.0004828 rad 0.0040161 rad  
0.0008088 rad -0.0044695 rad  
0.0003260 rad -0.0004534 rad  
-0.0000181 rad 0.0001385 rad  
0.0003079 rad -0.0003149 rad

Magnitude  
0.0040450 rad  
0.0045420 rad  
0.0005584 rad  
0.0001397 rad  
0.0004404 rad

Pre-Manuever I  
Manuever Delta I  
Post-Manuever I  
Perturbation Delta I  
Target I

Manuever Time Yr Mo Dy Hr Mn Se  
93 7 17 15 32 50

Axial Jet DV 13.9653 mps  
Earth to Sun Spin Angle 163.257 deg  
Avg Normal Attitude 182.520 deg  
SARA SADEC  
182.520 deg -89.898 deg -13.9653 mps

BCS Calibration for Off-Pulsed Axial Jet Manuever

Jets OPWCal (ms) 1.000  
OffPW1 (ms) 1.000  
OffPW2 (ms) 0.180  
OffPW1 (dg) 0.180  
OffPW2 (dg) 0.180  
TheOPW (ms) 0.000

axial 1,2 Regulated	20.010	151.0	20.0	20.0	20.0	20.0	1055.000	1049.946	-5.054
	13.965	295.637	1723.690	1683.682	1723.690	1568.317	1928.244	1920.223	0.000
	997.961	48.624	492.058	488.856	356.343	354.491	1.0701	1.0721	6057.76
224.645	997.765	14651.474	163.257	0.801	0.960	0.955	30.000	30.104	6053.53
336.965	179.945	0.005349	0.002947	295.515	1.000	1.000	1.000	0.000	0.00
156.965	179.910	0.005348	0.002947	295.514	1.000	1.000	1.000	0.000	0.00
	173.608	4.771		0.323					

Step(se) SpnPeriods  
DesDV(mps) EffIsp(se)  
ActDV(mps) EffThr(nt)  
ActIm(n-s) EtoSun(dg)  
WDtO1(k/s) WDtF1(k/s)  
WDtO2(k/s) WDtF2(k/s)  
AngISSOP(nms)  
YawAI1+f(nms)

TF1i(dC) TF2i(dC)  
PrFi(kp) PrFf(kp)  
WtFi(kg) WtFf(kg)  
FFFi FFFf  
WDtOCa11 WDtFCa11  
WDtOCa12 WDtFCa12  
RollAI1+f(nms)

SCWTf(kg) SCWTf(kg)  
IRi(kg-m2) IRf(kg-m2)  
ZCGi(m) ZCGf(m)  
RPMi RPFf  
IspCall PhsCor(dg)  
IspCal2

DelW(kg) DOmegaDDV  
Hi(k-m2/s) Hf(k-m2/s)  
DHD11 DHD12

Zero Radial Delta V Attitude 100.257 deg  
SARA SADEC  
100.257 deg -89.898 deg

Radial Delta Velocity Canceled: 0.021 mps

Initial PoiErr 0.248 deg  
Mid-Manuever PoiErr 0.134 deg  
Final PoiErr 0.093 deg

Delta Velocity  
Tangential -0.0562 mps  
Normal -13.9209 mps  
Radial 0.0215 mps

Orbit Epoch      Yr Mo Dy Hr Mn Se      Classical Elements      SMA      Ecc      I      M      Omega      Node  
 93 6 24 10 50 20      Elements      42189.43 km      0.0005647      0.169896 deg      20.3998 deg      252.6782 deg      101.1665 deg

Satellite Wt      1054.9999 kg      Solar Radiation Force      0.0001059 nt

Maneuver      Yr Mo Dy      Tangential DV(mps)      SMA(km)      Ecc      I(deg)      M(deg)      Omega(deg)      Node(deg)  
 Time      Hr Mn Se      Normal DV(mps)      Lat(deg)      Lon(deg)      R(km)      V(mps)      Gamma(deg)      AzFl(deg)  
   Delta      Wt(kg)      Radial DV(mps)      X(km)      Y(km)      Z(km)      XDot(mps)      YDot(mps)      ZDot(mps)

93 7 17      -0.05621      42193.50      0.0004211      0.23133      97.1675      266.9097      96.1721  
 15 32 50      -13.92089      -0.0166      68.3798      42195.719      3073.432      0.0239      -0.2307  
 -5.0536      0.00000      -7542.578      41516.117      12.255      -3024.136      -548.118      12.377

Pre-Maneuver 1      Post-Maneuver 1

42192.82      0.0004234      0.03325      99.3256      50.5967      310.3269  
 0.0166      68.3798      42195.719      3073.408      0.0239      0.0288  
 -7542.578      41516.117      12.255      -3024.137      -548.115      -1.544

Orbit Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se 93 7 17 15 32 50  
Stepsize 900.0 sec  
S/C Weight 1049.9464 kg  
SRF 0.0001059 nt

Input Osculating Classical Elements

SMA  
42192.82 km 0.0004234 0.03325 dg 99.3256 dg 50.5967 dg 310.3268 dg  
Ecc I M Omega Node  
I 99.3256 dg M 50.5967 dg Node 310.3268 dg

Osculating Classical Elements at Mean Elements Epoch

SMA  
42190.34 km 0.0004733 0.02049 dg 235.3752 dg 35.6738 dg 318.1835 dg  
Ecc I M Omega Node  
I 235.3752 dg M 35.6738 dg Node 318.1835 dg

Mean Elements Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se 93 7 21 00 00 00

K1zer	H1zer	K2zer	H2zer	LonZer
K1Lin	H1Lin	K2Lin	H2Lin	LonLin
K1Qua	H1Qua	K2Qua	H2Qua	LonQua
0.429527E-03	-.474773E-04	0.306398E-03	-.286075E-03	69.5334
-.343578E-05	-.132801E-05	-.797956E-05	0.453612E-04	0.335839E+00
0.231100E-07	-.265375E-07	0.367716E-07	-.188476E-06	0.558441E-03



Estimated Time      Yr Mo Dy Hr Mn Se      Maneuver      On-Station      Mean      Lon and      Satellite      Solar Radiation      Lon  
 Maneuver 1      93 7 21 00 00 00      Cycle Time      Lon(+W)      Acceleration(+W)      Drift      Weight      Force      Ctrl Box  
 Maneuver 3      93 7 23 00 00 00      21 days      70.000 dg      0.001261 dg/dy\*\*2      Compute      1049.95 kg      0.0001059 nt      0.100 dg

Target E Vector      Input      Longitude Guardband  
 0.015 deg

Mnvr	Yr Mo Dy Hr Mn Se	Longitude(+W)	Tangential DV	Pre-Mnvr	Drift(+W)	E Mag	E Rt Asc	K1	H1
1	93 7 20 21 39 04	69.5005 deg	0.0084 mps	Mnvr Delta	0.33571 deg/day	0.0004325	353.723 deg	0.0004299	-0.0000473
				Post-Mnvr	0.00295 deg/day	0.0000055	193.941 deg	-0.0000053	-0.0000013
2	93 7 22 09 35 15	70.0090 deg	-0.8237 mps	Pre-Mnvr	0.33866 deg/day	0.0004273	353.470 deg	0.0004246	-0.0000486
				Post-Mnvr	0.34056 deg/day	0.0004226	352.977 deg	0.0004194	-0.0000517
3	93 7 22 21 33 24	70.0348 deg	-0.1853 mps	Mnvr Delta	-0.28932 deg/day	0.0005358	193.959 deg	-0.0005200	-0.0001292
				Post-Mnvr	0.05123 deg/day	0.0002070	240.944 deg	-0.0001005	-0.0001809
				Pre-Mnvr	0.05187 deg/day	0.0002087	240.679 deg	-0.0001022	-0.0001820
				Mnvr Delta	-0.06511 deg/day	0.0001206	13.959 deg	0.0001170	0.0000291
				Post-Mnvr	-0.01324 deg/day	0.0001536	275.530 deg	0.0000148	-0.0001529

Maneuver	Yr Mo Dy Hr Mn Se	Radial Jet DV	PsiFC	Earth to Sun Angle	Tangential DV	Normal DV	Spacecraft RA	Sun RA
1	93 7 20 21 39 04	0.0085 mps	16.322 deg	253.678 deg	0.0084 mps	-0.0012 mps	193.941 deg	120.263 deg
2	93 7 22 09 35 15	0.8315 mps	17.797 deg	72.203 deg	-0.8237 mps	-0.1139 mps	13.959 deg	121.756 deg
3	93 7 22 21 33 24	0.1871 mps	198.294 deg	251.706 deg	-0.1853 mps	-0.0256 mps	193.959 deg	122.252 deg



Orbit Epoch      Yr Mo Dy Hr Mn Se    Classical Elements    SMA    Ecc    I    M    Omega    Node  
 93 7 22 21 33 24    Elements    42164.99 km    0.0001224    0.015393 deg    290.4489 deg    308.4264 deg    315.0724 deg  
                  Stepsize    Satellite Weight    Solar Radiation Force  
                  900.0 sec    1049.95 kg    0.0001059 nt

Collocated Satellite

Orbit Epoch      Yr Mo Dy Hr Mn Se    Classical Elements    SMA    Ecc    I    M    Omega    Node  
 93 7 23 01 47 46    Elements    42163.59 km    0.0001211    0.015560 deg    168.3948 deg    -45.4688 deg    134.8019 deg  
                  Stepsize    Satellite Weight    Solar Radiation Force  
                  900.0 sec    571.37 kg    0.0000570 nt

Station Name  
GUARATIBA

Latitude  
-22.99809 deg

Longitude(+W)  
43.60635 deg

Altitude  
-5.4 m

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
93	7	23	00	00	00	-0.0153	70.0547	42160.29	0.0155	70.0235	42167.32	-0.0308	0.0312	-7.029	32.992	0.0499
93	7	23	02	00	00	-0.0125	70.0479	42158.24	0.0126	70.0294	42168.64	-0.0251	0.0185	-10.395	25.210	0.0353
93	7	23	04	00	00	-0.0064	70.0385	42157.06	0.0063	70.0355	42168.08	-0.0127	0.0030	-11.014	14.606	0.0140
93	7	23	06	00	00	0.0013	70.0281	42157.59	-0.0019	70.0395	42166.31	0.0032	-0.0114	-8.727	12.305	0.0128
93	7	23	08	00	00	0.0086	70.0198	42160.14	-0.0096	70.0405	42164.29	0.0181	-0.0207	-4.148	20.660	0.0312
93	7	23	10	00	00	0.0135	70.0163	42164.11	-0.0147	70.0388	42162.61	0.0282	-0.0225	1.495	26.627	0.0411
93	7	23	12	00	00	0.0148	70.0190	42168.03	-0.0159	70.0355	42161.36	0.0307	-0.0165	6.971	26.515	0.0394
93	7	23	14	00	00	0.0121	70.0267	42170.36	-0.0128	70.0309	42160.37	0.0249	-0.0042	9.993	21.131	0.0279
93	7	23	16	00	00	0.0063	70.0359	42170.30	-0.0061	70.0250	42159.73	0.0124	-0.0019	10.569	16.110	0.0171
93	7	23	18	00	00	-0.0012	70.0431	42168.17	0.0023	70.0184	42159.93	-0.0034	0.0247	8.238	20.111	0.0275
93	7	23	20	00	00	-0.0083	70.0461	42165.14	0.0101	70.0126	42161.52	-0.0184	0.0334	3.627	28.308	0.0432
93	7	23	22	00	00	-0.0132	70.0447	42162.36	0.0152	70.0101	42164.38	-0.0283	0.0347	-2.016	33.035	0.0510
93	7	24	00	00	00	-0.0146	70.0404	42160.21	0.0161	70.0124	42167.40	-0.0307	0.0280	-7.181	31.440	0.0473
93	7	24	02	00	00	-0.0122	70.0338	42158.68	0.0126	70.0184	42169.14	-0.0248	0.0153	-10.464	23.837	0.0328
93	7	24	04	00	00	-0.0066	70.0253	42157.92	0.0056	70.0256	42168.90	-0.0122	-0.0003	-10.985	14.182	0.0127
93	7	24	06	00	00	0.0008	70.0164	42158.46	-0.0029	70.0309	42167.07	0.0037	-0.0145	-8.607	13.993	0.0164
93	7	24	08	00	00	0.0078	70.0090	42160.63	-0.0107	70.0327	42164.59	0.0186	-0.0237	-3.963	22.474	0.0341
93	7	24	10	00	00	0.0128	70.0058	42164.03	-0.0156	70.0310	42162.34	0.0285	-0.0252	1.683	28.030	0.0432
93	7	24	12	00	00	0.0144	70.0079	42167.56	-0.0163	70.0269	42160.75	0.0307	-0.0190	6.819	27.381	0.0408
93	7	24	14	00	00	0.0122	70.0146	42169.89	-0.0124	70.0212	42159.83	0.0246	-0.0065	10.055	21.267	0.0282
93	7	24	16	00	00	0.0068	70.0233	42170.09	-0.0051	70.0146	42159.55	0.0119	-0.0087	10.536	15.108	0.0151
93	7	24	18	00	00	-0.0003	70.0306	42168.17	0.0037	70.0082	42160.06	-0.0040	0.0223	8.111	18.546	0.0250
93	7	24	20	00	00	-0.0074	70.0337	42165.08	0.0114	70.0029	42161.64	-0.0188	0.0308	3.442	26.797	0.0409
93	7	24	22	00	00	-0.0125	70.0321	42162.09	0.0160	70.0004	42164.30	-0.0286	0.0317	-2.208	31.544	0.0487
93	7	25	00	00	00	-0.0145	70.0271	42159.98	0.0161	70.0022	42167.30	-0.0306	0.0249	-7.322	29.978	0.0449
93	7	25	02	00	00	-0.0127	70.0201	42158.83	0.0117	70.0081	42169.35	-0.0244	0.0121	-10.526	22.635	0.0305
93	7	25	04	00	00	-0.0076	70.0123	42158.58	0.0040	70.0160	42169.53	-0.0117	-0.0037	-10.949	14.169	0.0124
93	7	25	06	00	00	-0.0006	70.0045	42159.36	-0.0048	70.0232	42167.84	0.0042	-0.0177	-8.480	15.857	0.0200
93	7	25	08	00	00	0.0066	69.9985	42161.32	-0.0124	70.0253	42165.11	0.0190	-0.0267	1.871	24.344	0.0371
93	7	25	10	00	00	0.0121	69.9961	42164.21	-0.0166	70.0239	42162.34	0.0287	-0.0278	-3.790	29.491	0.0455
93	7	25	12	00	00	0.0144	69.9979	42167.26	-0.0162	70.0192	42160.29	0.0306	-0.0212	6.968	28.328	0.0423
93	7	25	14	00	00	0.0130	70.0038	42169.39	-0.0112	70.0127	42159.25	0.0243	-0.0089	10.124	21.531	0.0288
93	7	25	16	00	00	0.0083	70.0118	42169.74	-0.0031	70.0055	42159.25	0.0114	0.0063	10.493	14.236	0.0133
93	7	25	18	00	00	0.0014	70.0187	42168.10	0.0059	69.9988	42160.11	-0.0045	0.0199	-10.949	17.024	0.0226
93	7	25	20	00	00	-0.0058	70.0220	42165.07	0.0134	69.9937	42161.81	-0.0192	0.0283	3.261	25.347	0.0387
93	7	25	22	00	00	-0.0117	70.0204	42161.90	0.0171	69.9915	42164.30	-0.0288	0.0289	-2.396	30.129	0.0464
93	7	26	00	00	00	-0.0146	70.0149	42159.66	0.0160	69.9930	42167.13	-0.0305	0.0219	-7.463	28.621	0.0426
93	7	26	02	00	00	-0.0138	70.0073	42158.73	0.0103	69.9985	42169.32	-0.0241	0.0088	-10.583	21.632	0.0285
93	7	26	04	00	00	-0.0095	69.9995	42158.96	0.0017	70.0063	42169.88	-0.0112	-0.0068	-10.930	14.574	0.0133
93	7	26	06	00	00	-0.0028	69.9927	42160.14	-0.0076	70.0135	42168.50	0.0048	-0.0209	-8.357	17.841	0.0237
93	7	26	08	00	00	0.0047	69.9880	42162.13	-0.0148	70.0176	42165.73	0.0194	-0.0295	-3.609	26.264	0.0401
93	7	26	10	00	00	0.0110	69.9865	42164.64	-0.0179	70.0171	42162.59	0.0289	-0.0306	2.052	31.008	0.0478
93	7	26	12	00	00	0.0142	69.9884	42167.17	-0.0161	70.0122	42160.06	0.0305	-0.0238	7.109	29.346	0.0439
93	7	26	14	00	00	0.0104	70.0009	42169.33	-0.0097	70.0048	42158.78	0.0239	-0.0110	10.185	21.921	0.0295
93	7	26	16	00	00	-0.0036	70.0073	42167.93	-0.0005	69.9967	42158.88	0.0109	0.0042	10.453	13.522	0.0118
93	7	26	18	00	00	-0.0036	70.0107	42165.08	0.0090	69.9899	42160.08	-0.0051	0.0175	7.854	15.558	0.0202
93	7	26	20	00	00	-0.0102	70.0093	42161.81	0.0161	69.9851	42162.00	-0.0197	0.0256	-3.077	23.958	0.0366
93	7	27	00	00	00	-0.0144	70.0034	42159.37	0.0161	69.9846	42166.98	-0.0305	0.0188	-7.608	27.386	0.0404
93	7	27	02	00	00	-0.0150	69.9951	42158.48	0.0088	69.9896	42169.13	-0.0238	0.0055	-10.649	20.860	0.0269
93	7	27	04	00	00	-0.0118	69.9871	42159.08	-0.0012	70.0073	42169.96	-0.0107	-0.0103	-10.873	15.358	0.0151
93	7	27	06	00	00	-0.0057	69.9808	42160.73	-0.0110	70.0049	42168.95	0.0053	-0.0240	-8.227	19.907	0.0273
93	7	27	08	00	00	0.0020	69.9772	42162.92	-0.0179	70.0098	42166.35	0.0199	-0.0326	-3.428	28.222	0.0431

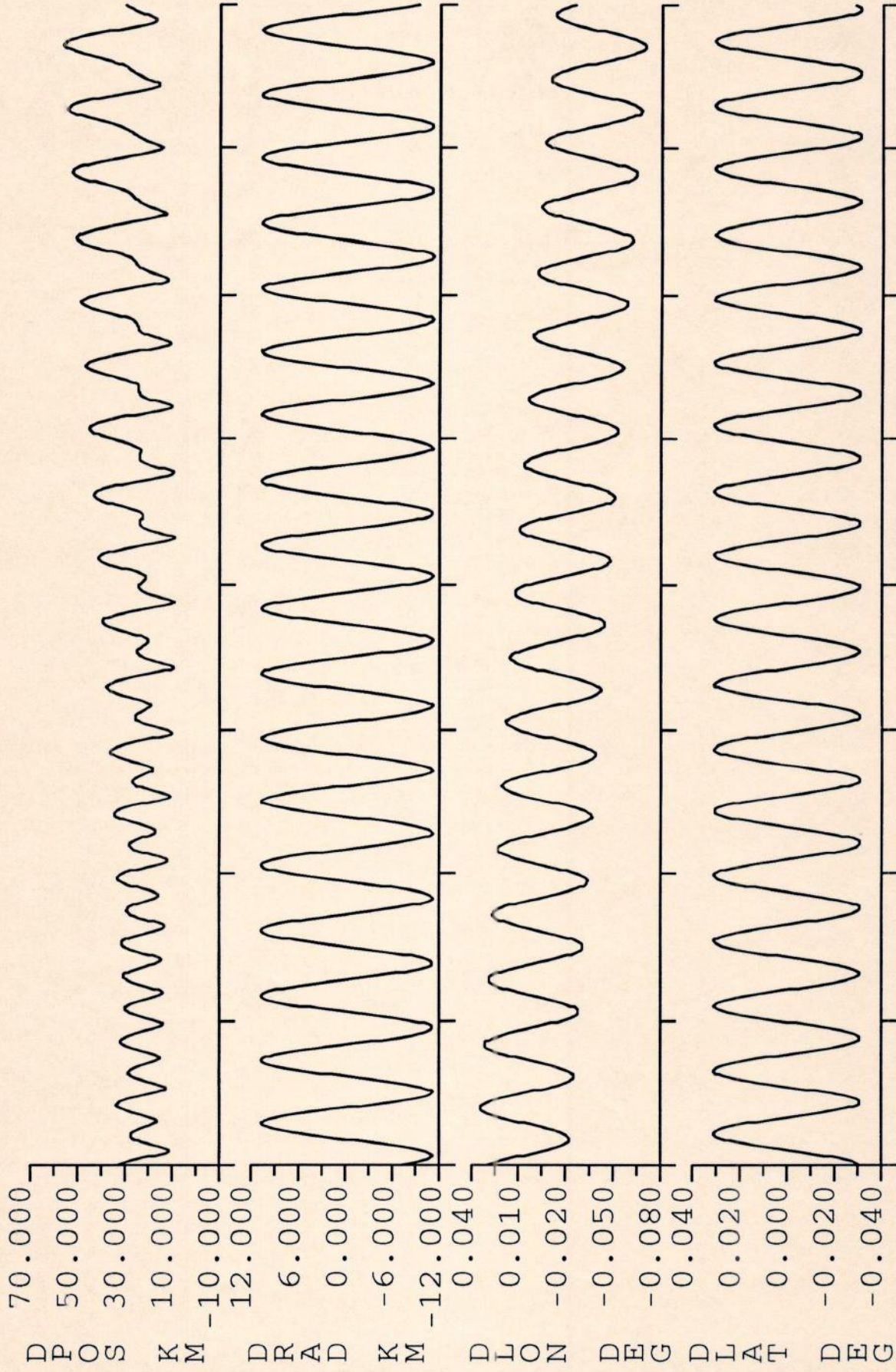
Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
93	7	27	10	00	00	0.0092	69.9767	42165.25	-0.0199	70.0100	42163.01	0.0291	-0.0333	2.240	32.570	0.0502
93	7	27	12	00	00	0.0141	69.9794	42167.31	-0.0163	70.0056	42160.07	0.0304	-0.0262	7.246	30.433	0.0456
93	7	27	14	00	00	0.0154	69.9844	42168.69	-0.0082	69.9977	42158.45	0.0236	-0.0133	10.243	22.431	0.0305
93	7	27	16	00	00	0.0128	69.9907	42168.93	0.0024	69.9890	42158.51	0.0104	0.0017	10.424	12.996	0.0108
93	7	27	18	00	00	0.0070	69.9966	42167.70	0.0126	69.9816	42159.97	-0.0056	0.0150	7.728	14.167	0.0178
93	7	27	20	00	00	-0.0006	69.9999	42165.09	0.0195	69.9769	42162.18	-0.0201	0.0229	2.903	22.644	0.0347
93	7	27	22	00	00	-0.0081	69.9985	42161.84	0.0210	69.9753	42164.61	-0.0291	0.0232	-2.773	27.542	0.0423
93	7	28	00	00	00	-0.0137	69.9927	42159.19	0.0166	69.9771	42166.95	-0.0304	0.0156	-7.753	26.285	0.0385
93	7	28	02	00	00	-0.0159	69.9841	42158.19	0.0075	69.9819	42168.89	-0.0234	0.0022	-10.706	20.341	0.0257
93	7	28	04	00	00	-0.0142	69.9756	42159.02	-0.0041	69.9888	42169.85	-0.0101	-0.0132	-8.837	16.473	0.0175
93	7	28	06	00	00	-0.0089	69.9692	42161.11	-0.0148	69.9966	42169.21	0.0059	-0.0273	-8.104	22.031	0.0309
93	7	28	08	00	00	-0.0013	69.9666	42163.64	-0.0216	70.0020	42166.88	0.0203	-0.0354	-3.247	30.209	0.0463
93	7	28	10	00	00	0.0067	69.9673	42165.95	-0.0225	70.0032	42163.52	0.0292	-0.0359	2.421	34.172	0.0527
93	7	28	12	00	00	0.0131	69.9705	42167.66	-0.0173	69.9993	42160.27	0.0303	-0.0288	10.297	31.585	0.0475
93	7	28	14	00	00	0.0162	69.9758	42168.59	-0.0071	69.9915	42158.29	0.0232	-0.0156	10.297	23.054	0.0317
93	7	28	16	00	00	0.0152	69.9817	42168.57	0.0053	69.9822	42158.19	0.0099	-0.0005	10.381	12.679	0.0103
93	7	28	18	00	00	0.0103	69.9871	42167.40	0.0165	69.9741	42159.80	-0.0061	0.0129	7.601	12.871	0.0157
93	7	28	20	00	00	0.0029	69.9900	42165.03	0.0234	69.9677	42162.30	-0.0205	0.0203	2.722	21.419	0.0328
93	7	28	22	00	00	-0.0054	69.9888	42161.91	0.0239	69.9688	42164.87	0.0293	0.0200	-2.954	26.398	0.0405
93	7	29	00	00	00	-0.0124	69.9832	42159.16	0.0179	69.9707	42167.05	-0.0303	0.0125	-7.891	25.338	0.0368
93	7	29	02	00	00	-0.0164	69.9741	42157.98	0.0067	69.9753	42168.74	-0.0230	-0.0012	-10.790	20.102	0.0250
93	7	29	04	00	00	-0.0163	69.9651	42158.87	-0.0067	69.9817	42169.66	-0.0096	-0.0166	-10.790	17.854	0.0203
93	7	29	06	00	00	-0.0122	69.9587	42161.32	-0.0186	69.9890	42169.29	0.0064	-0.0303	-7.974	24.199	0.0346
93	7	29	08	00	00	-0.0050	69.9565	42164.23	-0.0257	69.9949	42167.31	0.0207	-0.0383	-3.077	32.219	0.0494
93	7	29	10	00	00	0.0036	69.9583	42166.67	-0.0258	69.9968	42164.07	0.0294	-0.0386	2.599	35.810	0.0552
93	7	29	12	00	00	0.0114	69.9626	42168.15	-0.0188	69.9939	42160.63	0.0302	-0.0313	7.521	32.791	0.0494
93	7	29	14	00	00	0.0163	69.9683	42168.64	-0.0066	69.9863	42158.29	0.0229	-0.0181	10.352	23.787	0.0330
93	7	29	16	00	00	0.0171	69.9739	42168.27	0.0077	69.9766	42157.94	0.0094	-0.0027	10.330	11.591	0.0105
93	7	29	18	00	00	0.0136	69.9785	42167.04	0.0202	69.9683	42159.57	-0.0067	0.0103	7.478	12.708	0.0137
93	7	29	20	00	00	0.0066	69.9810	42164.87	0.0275	69.9631	42162.33	-0.0209	0.0178	2.541	20.301	0.0311
93	7	29	22	00	00	-0.0021	69.9797	42161.98	0.0274	69.9624	42165.11	-0.0295	0.0173	-3.131	25.373	0.0388
93	7	30	00	00	00	-0.0104	69.9744	42159.24	0.0198	69.9648	42167.26	-0.0301	-0.0095	-8.021	24.563	0.0353
93	7	30	02	00	00	-0.0161	69.9653	42157.90	0.0065	69.9697	42168.71	-0.0227	-0.0044	-10.808	20.147	0.0249
93	7	30	04	00	00	-0.0179	69.9558	42158.74	-0.0088	69.9761	42169.48	-0.0091	-0.0203	-10.746	19.442	0.0234
93	7	30	06	00	00	-0.0153	69.9495	42161.42	-0.0222	69.9829	42169.27	0.0069	-0.0334	-7.851	26.397	0.0382
93	7	30	08	00	00	-0.0087	69.9475	42164.73	-0.0298	69.9888	42167.62	0.0211	-0.0413	-2.896	34.246	0.0526
93	7	30	10	00	00	0.0002	69.9502	42167.39	-0.0294	69.9915	42164.62	0.0296	-0.0413	2.776	37.476	0.0578
93	7	30	12	00	00	0.0091	69.9558	42168.76	-0.0210	69.9893	42161.11	0.0301	-0.0334	7.644	34.048	0.0514
93	7	30	14	00	00	0.0157	69.9632	42168.86	-0.0068	69.9824	42158.46	0.0225	-0.0203	10.395	24.615	0.0345
93	7	30	16	00	00	0.0184	69.9675	42168.06	0.0096	69.9724	42157.78	0.0088	-0.0049	10.287	12.745	0.0114
93	7	30	18	00	00	0.0164	69.9714	42166.64	0.0236	69.9636	42159.30	-0.0072	0.0078	7.344	10.727	0.0121
93	7	30	20	00	00	0.0103	69.9731	42164.59	0.0315	69.9580	42162.22	-0.0213	0.0151	2.367	19.311	0.0297
93	7	30	22	00	00	0.0014	69.9717	42161.96	0.0311	69.9573	42165.27	-0.0297	0.0144	-3.308	24.484	0.0373
93	7	31	00	00	00	-0.0079	69.9666	42159.37	0.0221	69.9604	42167.52	-0.0300	0.0061	-8.155	23.981	0.0342
93	7	31	02	00	00	-0.0153	69.9578	42157.96	0.0070	69.9653	42168.81	-0.0223	-0.0076	-10.855	20.477	0.0253
93	7	31	04	00	00	-0.0189	69.9485	42158.70	-0.0103	69.9717	42169.39	-0.0086	-0.0232	-10.696	21.190	0.0267
93	7	31	06	00	00	-0.0178	69.9417	42161.50	-0.0253	69.9780	42169.21	0.0075	-0.0364	-7.713	28.613	0.0419
93	7	31	08	00	00	-0.0122	69.9402	42165.14	-0.0337	69.9844	42167.85	0.0215	-0.0442	-2.711	36.282	0.0557
93	7	31	10	00	00	-0.0034	69.9436	42168.09	-0.0331	69.9875	42165.13	0.0297	-0.0439	2.957	39.161	0.0604
93	7	31	12	00	00	0.0064	69.9502	42169.45	-0.0236	69.9863	42161.68	0.0300	-0.0361	7.771	35.348	0.0534
93	7	31	14	00	00	0.0146	69.9570	42169.21	-0.0076	69.9800	42158.77	0.0221	-0.0229	10.439	25.531	0.0361
93	7	31	16	00	00	0.0191	69.9629	42167.96	0.0108	69.9702	42157.73	0.0083	-0.0073	10.232	13.132	0.0128
93	7	31	18	00	00	0.0187	69.9661	42166.23	0.0265	69.9609	42159.02	-0.0077	0.0051	7.214	9.989	0.0109

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (deg)	Lon (deg)	Rad (km)	LatC (deg)	LonC (deg)	RadC (km)	DLat (deg)	DLon (deg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (deg)
93	7	31	22	00	00	0.0136	69.9673	42164.17	0.0353	69.9548	42161.98	-0.0217	0.0125	2.186	18.476	0.0284
93	7	31	20	00	00	0.0049	69.9656	42161.80	0.0347	69.9539	42165.29	-0.0298	0.0117	-3.486	23.752	0.0361
93	8	1	00	00	00	-0.0051	69.9602	42159.46	0.0248	69.9573	42167.74	-0.0299	0.0029	-8.278	23.607	0.0334
93	8	1	02	00	00	-0.0139	69.9517	42158.10	0.0080	69.9624	42169.00	-0.0219	-0.0107	-10.895	21.080	0.0262
93	8	1	04	00	00	-0.0193	69.9424	42158.77	-0.0112	69.9650	42169.40	-0.0081	-0.0266	-10.638	23.062	0.0301
93	8	1	06	00	00	-0.0197	69.9358	42161.60	-0.0277	69.9756	42169.18	0.0080	-0.0398	-7.579	30.840	0.0455
93	8	1	08	00	00	-0.0152	69.9341	42165.48	-0.0371	69.9812	42168.02	0.0219	-0.0471	-2.537	38.322	0.0589
93	8	1	10	00	00	-0.0067	69.9385	42168.74	-0.0366	69.9854	42165.61	0.0299	-0.0469	3.127	40.862	0.0631
93	8	1	12	00	00	0.0036	69.9458	42170.18	-0.0263	69.9844	42162.29	0.0298	-0.0386	7.887	36.679	0.0555
93	8	1	14	00	00	0.0130	69.9541	42169.70	-0.0087	69.9750	42159.22	0.0218	-0.0249	10.471	26.522	0.0378
93	8	1	16	00	00	0.0192	69.9600	42167.98	0.0114	69.9700	42157.81	0.0078	-0.0100	10.171	13.731	0.0145
93	8	1	18	00	00	0.0204	69.9629	42165.84	0.0286	69.9600	42158.77	-0.0082	0.0029	7.076	9.556	0.0104
93	8	1	20	00	00	0.0164	69.9631	42163.66	0.0384	69.9534	42161.65	-0.0221	0.0098	-2.005	17.821	0.0275
93	8	1	22	00	00	-0.0024	69.9553	42159.44	0.0274	69.9521	42167.84	-0.0298	0.0083	-3.659	23.194	0.0351
93	8	2	00	00	00	-0.0123	69.9470	42158.27	0.0093	69.9614	42169.20	-0.0216	0.0000	-8.397	23.454	0.0329
93	8	2	02	00	00	-0.0191	69.9377	42158.93	-0.0116	69.9678	42169.50	-0.0076	-0.0144	-10.927	21.933	0.0277
93	8	2	04	00	00	-0.0211	69.9312	42161.75	-0.0296	69.9741	42169.19	0.0075	-0.0300	-10.573	25.023	0.0336
93	8	2	06	00	00	-0.0176	69.9299	42165.81	-0.0399	69.9797	42168.17	0.0223	-0.0498	-7.438	33.073	0.0491
93	8	2	08	00	00	-0.0096	69.9346	42169.35	-0.0396	69.9836	42166.05	0.0300	-0.0491	-2.360	40.360	0.0621
93	8	2	10	00	00	0.0010	69.9438	42170.94	-0.0287	69.9844	42162.93	0.0297	-0.0405	3.305	42.566	0.0657
93	8	2	12	00	00	0.0113	69.9526	42170.29	-0.0100	69.9802	42159.79	0.0214	-0.0276	10.504	38.037	0.0577
93	8	2	14	00	00	0.0188	69.9592	42168.15	0.0116	69.9714	42158.04	0.0073	-0.0122	10.109	14.515	0.0166
93	8	2	16	00	00	0.0215	69.9622	42165.53	0.0302	69.9617	42158.59	-0.0088	0.0005	6.935	9.473	0.0107
93	8	2	18	00	00	0.0185	69.9614	42163.09	0.0410	69.9546	42161.26	-0.0224	0.0068	1.828	17.371	0.0268
93	8	2	20	00	00	0.0107	69.9580	42160.98	0.0408	69.9526	42164.81	-0.0301	0.0054	-3.829	22.825	0.0344
93	8	3	00	00	00	0.0001	69.9521	42159.27	0.0297	69.9556	42167.78	-0.0296	-0.0034	-8.509	23.525	0.0328
93	8	3	02	00	00	-0.0106	69.9438	42158.38	0.0105	69.9614	42169.34	-0.0212	-0.0176	-10.960	23.006	0.0295
93	8	3	04	00	00	-0.0187	69.9351	42159.15	-0.0116	69.9683	42169.66	-0.0070	-0.0332	-10.507	27.577	0.0397
93	8	3	06	00	00	-0.0219	69.9287	42161.97	-0.0309	69.9746	42169.27	0.0090	-0.0459	-7.297	35.304	0.0527
93	8	3	08	00	00	-0.0194	69.9272	42166.13	-0.0421	69.9805	42168.30	0.0226	-0.0532	-2.168	42.393	0.0652
93	8	3	10	00	00	-0.0119	69.9326	42169.91	-0.0421	69.9849	42166.43	0.0302	-0.0522	3.475	44.275	0.0683
93	8	3	12	00	00	-0.0012	69.9424	42171.68	-0.0308	69.9854	42163.56	0.0296	-0.0430	8.126	39.412	0.0598
93	8	3	14	00	00	0.0098	69.9526	42170.96	-0.0112	69.9819	42160.43	0.0210	-0.0293	10.536	28.683	0.0415
93	8	3	16	00	00	0.0183	69.9595	42168.45	0.0116	69.9741	42158.40	0.0068	-0.0146	10.048	15.454	0.0187
93	8	3	18	00	00	0.0221	69.9629	42165.32	0.0314	69.9648	42158.53	-0.0093	-0.0020	6.794	9.748	0.0116
93	8	3	20	00	00	0.0201	69.9614	42162.52	0.0429	69.9570	42160.88	-0.0228	0.0044	1.647	17.142	0.0265
93	8	3	22	00	00	0.0127	69.9565	42160.38	0.0429	69.9546	42164.38	-0.0302	0.0020	-3.996	22.655	0.0340
93	8	4	00	00	00	0.0020	69.9502	42158.93	0.0315	69.9565	42167.55	-0.0295	-0.0063	-8.625	23.821	0.0331
93	8	4	02	00	00	-0.0092	69.9419	42158.41	0.0115	69.9629	42169.39	-0.0208	-0.0210	-10.985	24.269	0.0316
93	8	4	04	00	00	-0.0181	69.9336	42159.37	-0.0116	69.9697	42169.82	-0.0065	-0.0361	-10.442	29.137	0.0406
93	8	4	06	00	00	-0.0223	69.9277	42162.23	-0.0319	69.9771	42169.38	0.0095	-0.0493	-7.149	37.532	0.0562
93	8	4	08	00	00	-0.0207	69.9272	42166.45	-0.0438	69.9824	42168.43	0.0230	-0.0552	-1.987	44.418	0.0684
93	8	4	10	00	00	-0.0136	69.9326	42170.41	-0.0438	69.9868	42166.75	0.0303	-0.0542	3.656	45.981	0.0710
93	8	4	12	00	00	-0.0029	69.9429	42172.38	-0.0323	69.9888	42164.14	0.0294	-0.0459	8.242	40.801	0.0620
93	8	4	14	00	00	0.0086	69.9541	42171.67	-0.0120	69.9790	42161.11	0.0206	-0.0317	10.562	29.833	0.0435
93	8	4	16	00	00	0.0179	69.9624	42168.86	0.0117	69.9750	42158.88	0.0062	-0.0166	9.983	16.514	0.0210
93	8	4	18	00	00	0.0225	69.9653	42165.25	0.0322	69.9697	42158.61	-0.0098	-0.0044	6.645	10.349	0.0131
93	8	4	20	00	00	0.0211	69.9634	42162.02	0.0443	69.9619	42160.55	-0.0303	0.0015	1.470	17.144	0.0265
93	8	4	22	00	00	0.0141	69.9580	42159.72	0.0444	69.9585	42163.89	-0.0303	-0.0005	-4.166	22.688	0.0340
93	8	5	00	00	00	0.0034	69.9502	42158.46	0.0327	69.9604	42167.20	-0.0293	-0.0103	-8.737	24.331	0.0338
93	8	5	02	00	00	-0.0083	69.9414	42158.30	0.0121	69.9658	42169.31	-0.0204	-0.0244	-11.014	25.689	0.0341
93	8	5	04	00	00	-0.0178	69.9331	42159.57	-0.0118	69.9731	42169.94	-0.0060	-0.0400	-10.373	31.256	0.0442

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
93	8	5	06	00	00	-0.0226	69.9277	42162.54	-0.0327	69.9800	42169.54	0.0100	-0.0522	-7.000	39.757	0.0598
93	8	5	08	00	00	-0.0215	69.9272	42166.77	-0.0448	69.9858	42168.56	0.0233	-0.0586	-1.799	46.435	0.0715
93	8	5	10	00	00	-0.0146	69.9331	42170.84	-0.0351	69.9902	42167.01	0.0304	-0.0571	3.829	47.687	0.0736
93	8	5	12	00	00	-0.0039	69.9443	42173.00	-0.0430	69.9922	42164.64	0.0292	-0.0479	8.357	42.200	0.0642
93	8	5	14	00	00	0.0080	69.9565	42172.36	-0.0122	69.9907	42161.77	0.0202	-0.0342	10.591	31.019	0.0455
93	8	5	16	00	00	0.0177	69.9658	42169.34	0.0120	69.9844	42159.43	0.0057	-0.0186	9.910	17.671	0.0234
93	8	5	18	00	00	0.0228	69.9692	42165.30	0.0331	69.9761	42158.80	-0.0103	-0.0068	6.497	11.223	0.0150
93	8	5	20	00	00	0.0218	69.9673	42161.61	0.0453	69.9683	42160.32	-0.0235	-0.0010	1.285	17.375	0.0269
93	8	5	22	00	00	0.0150	69.9604	42159.06	0.0454	69.9639	42163.40	-0.0304	-0.0034	-4.336	22.924	0.0342
93	8	6	00	00	00	0.0041	69.9521	42157.89	0.0332	69.9653	42166.74	-0.0291	-0.0132	-8.850	25.042	0.0348
93	8	6	02	00	00	-0.0079	69.9429	42158.09	0.0121	69.9707	42169.12	-0.0200	-0.0278	-11.032	27.243	0.0367
93	8	6	04	00	00	-0.0178	69.9346	42159.71	-0.0124	69.9775	42170.02	-0.0055	-0.0430	-10.297	33.403	0.0477
93	8	6	06	00	00	-0.0230	69.9297	42162.85	-0.0336	69.9844	42169.70	0.0105	-0.0547	-6.844	41.976	0.0633
93	8	6	08	00	00	-0.0221	69.9297	42167.09	-0.0458	69.9907	42168.70	0.0237	-0.0610	-1.611	48.442	0.0746
93	8	6	10	00	00	-0.0152	69.9355	42171.20	-0.0457	69.9956	42167.20	0.0305	-0.0601	4.000	49.386	0.0762
93	8	6	12	00	00	-0.0042	69.9473	42173.51	-0.0333	69.9976	42165.04	0.0290	-0.0503	8.473	43.605	0.0664
93	8	6	14	00	00	0.0079	69.9600	42172.97	-0.0118	69.9966	42162.36	0.0198	-0.0366	10.609	32.235	0.0475
93	8	6	16	00	00	0.0180	69.9702	42169.86	0.0128	69.9917	42160.03	0.0052	-0.0215	9.831	18.905	0.0257
93	8	6	18	00	00	0.0233	69.9746	42165.47	0.0341	69.9839	42159.12	-0.0108	-0.0039	6.349	12.305	0.0172
93	8	6	20	00	00	0.0223	69.9722	42161.32	0.0462	69.9761	42160.22	-0.0239	-0.0039	1.100	17.823	0.0275
93	8	6	22	00	00	0.0154	69.9648	42158.46	0.0459	69.9712	42162.97	-0.0305	-0.0063	-4.510	23.353	0.0347
93	8	7	00	00	00	0.0042	69.9556	42157.30	0.0332	69.9712	42166.25	-0.0289	-0.0156	-8.955	25.932	0.0362
93	8	7	02	00	00	-0.0081	69.9453	42157.79	0.0114	69.9761	42168.84	-0.0196	-0.0308	-11.050	28.905	0.0395
93	8	7	04	00	00	-0.0183	69.9365	42159.80	-0.0134	69.9829	42170.02	-0.0049	-0.0464	-10.225	35.573	0.0513
93	8	7	06	00	00	-0.0237	69.9316	42163.17	-0.0347	69.9902	42169.87	0.0110	-0.0586	-6.696	44.187	0.0668
93	8	7	08	00	00	-0.0226	69.9321	42167.44	-0.0467	69.9966	42168.86	0.0240	-0.0645	-1.422	50.442	0.0778
93	8	7	10	00	00	-0.0154	69.9395	42171.52	-0.0460	70.0015	42167.35	0.0306	-0.0620	4.173	51.084	0.0788
93	8	7	12	00	00	-0.0040	69.9512	42173.91	-0.0329	70.0034	42165.32	0.0288	-0.0522	8.589	45.018	0.0687
93	8	7	14	00	00	0.0085	69.9644	42173.48	-0.0108	70.0029	42162.85	0.0194	-0.0386	10.634	33.479	0.0496
93	8	7	16	00	00	0.0188	69.9751	42170.36	0.0142	69.9985	42160.60	0.0047	-0.0234	9.762	20.202	0.0282
93	8	7	18	00	00	0.0241	69.9805	42165.72	0.0354	69.9922	42159.51	-0.0113	-0.0117	6.207	13.547	0.0195
93	8	7	20	00	00	0.0155	69.9702	42157.96	0.0471	69.9849	42160.25	-0.0242	-0.0068	0.908	18.470	0.0285
93	8	7	22	00	00	0.0039	69.9600	42156.71	0.0461	69.9795	42162.63	-0.0306	-0.0093	-4.676	23.964	0.0356
93	8	8	00	00	00	-0.0089	69.9487	42157.43	0.0326	69.9790	42165.78	-0.0287	-0.0190	-9.067	26.986	0.0378
93	8	8	02	00	00	-0.0194	69.9404	42159.84	0.0102	69.9824	42168.50	-0.0191	-0.0337	-11.068	30.656	0.0424
93	8	8	04	00	00	-0.0247	69.9360	42163.49	-0.0150	69.9897	42169.98	-0.0044	-0.0493	-10.142	37.760	0.0549
93	8	8	06	00	00	-0.0233	69.9365	42167.81	-0.0477	70.0034	42169.05	0.0115	-0.0610	-6.548	46.394	0.0703
93	8	8	08	00	00	-0.0156	69.9443	42171.81	-0.0462	70.0083	42167.47	0.0244	-0.0669	-1.238	52.436	0.0808
93	8	8	10	00	00	-0.0035	69.9561	42174.19	-0.0321	70.0112	42165.48	0.0286	-0.0640	4.343	52.777	0.0815
93	8	8	12	00	00	-0.0096	69.9697	42173.87	-0.0093	70.0107	42163.21	0.0189	-0.0552	8.701	46.437	0.0709
93	8	8	14	00	00	0.0203	69.9814	42170.78	0.0161	70.0073	42161.10	0.0041	-0.0410	10.652	34.747	0.0517
93	8	8	16	00	00	0.0255	69.9863	42166.00	0.0373	70.0010	42159.95	-0.0118	-0.0259	9.679	21.552	0.0306
93	8	8	18	00	00	0.0238	69.9844	42161.11	0.0483	69.9941	42160.39	-0.0146	-0.0098	6.048	14.900	0.0219
93	8	8	20	00	00	0.0157	69.9766	42157.57	0.0463	69.9888	42162.42	-0.0307	-0.0122	-4.850	19.296	0.0298
93	8	8	22	00	00	-0.0032	69.9653	42156.18	0.0317	69.9878	42165.35	-0.0285	-0.0225	-9.175	24.742	0.0367
93	8	9	02	00	00	-0.0103	69.9536	42157.07	0.0085	69.9907	42168.15	-0.0187	-0.0371	-11.083	32.483	0.0396
93	8	9	04	00	00	-0.0211	69.9443	42159.84	-0.0172	69.9966	42169.91	-0.0039	-0.0522	-10.066	39.960	0.0454
93	8	9	06	00	00	-0.0263	69.9404	42163.82	-0.0383	70.0044	42170.21	0.0120	-0.0640	-6.388	48.596	0.0738
93	8	9	08	00	00	-0.0244	69.9419	42168.22	-0.0490	70.0117	42169.27	0.0247	-0.0698	-1.050	54.423	0.0839
93	8	9	10	00	00	-0.0158	69.9497	42172.11	-0.0465	70.0166	42167.59	0.0307	-0.0669	-4.514	47.867	0.0841
93	8	9	12	00	00	-0.0028	69.9624	42174.38	-0.0312	70.0195	42165.57	0.0284	-0.0571	8.810	47.867	0.0731
93	8	9	14	00	00	0.0112	69.9761	42174.10	-0.0073	70.0195	42163.43	0.0185	-0.0435	10.670	36.043	0.0538

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
93	8	9	16	00	00	0.0222	69.9878	42171.11	0.0186	70.0161	42161.50	0.0036	-0.0283	9.599	22.943	0.0331
93	8	9	18	00	00	0.0273	69.9937	42166.28	0.0396	70.0107	42160.39	-0.0123	-0.0171	5.893	16.343	0.0243
93	8	9	20	00	00	0.0251	69.9922	42161.16	0.0499	70.0044	42160.63	-0.0248	-0.0122	20.279	0.0313	0.0313
93	8	9	22	00	00	0.0160	69.9844	42157.30	0.0467	69.9990	42162.32	-0.0307	-0.0146	-5.024	25.672	0.0380
93	8	10	00	00	00	0.0024	69.9722	42155.72	0.0307	69.9971	42165.00	-0.0283	-0.0249	-9.277	29.502	0.0417
93	8	10	02	00	00	-0.0119	69.9595	42156.70	0.0063	69.9995	42167.80	-0.0183	-0.0400	-11.101	34.372	0.0485
93	8	10	04	00	00	-0.0232	69.9502	42159.81	-0.0199	70.0059	42169.79	-0.0033	-0.0557	-9.983	42.172	0.0620
93	8	10	06	00	00	-0.0284	69.9463	42164.15	-0.0409	70.0137	42170.38	0.0125	-0.0674	-6.233	50.794	0.0772
93	8	10	08	00	00	-0.0258	69.9482	42168.68	-0.0509	70.0210	42169.54	0.0250	-0.0728	-0.865	56.407	0.0870
93	8	10	10	00	00	-0.0162	69.9565	42172.44	-0.0470	70.0264	42167.75	0.0308	-0.0698	4.684	56.171	0.0867
93	8	10	12	00	00	-0.0020	69.9692	42174.52	-0.0303	70.0288	42165.60	0.0282	-0.0596	8.918	49.310	0.0754
93	8	10	14	00	00	0.0130	69.9834	42174.20	-0.0051	70.0283	42163.51	0.0181	-0.0449	10.685	37.363	0.0560
93	8	10	16	00	00	0.0246	69.9951	42171.30	0.0216	70.0254	42161.78	0.0031	-0.0303	9.523	24.376	0.0355
93	8	10	18	00	00	0.0298	70.0015	42166.52	0.0425	70.0205	42160.78	-0.0128	-0.0190	5.741	17.860	0.0269
93	8	10	20	00	00	0.0269	70.0000	42161.28	0.0521	70.0146	42160.93	-0.0252	-0.0146	0.355	21.397	0.0330
93	8	10	22	00	00	0.0167	69.9917	42157.16	0.0474	70.0098	42162.34	-0.0308	-0.0181	-5.183	26.738	0.0396
93	8	11	00	00	00	-0.0018	69.9790	42155.37	0.0299	70.0073	42164.75	-0.0281	-0.0283	-9.378	30.932	0.0439
93	8	11	02	00	00	-0.0138	69.9658	42156.36	0.0041	70.0098	42167.47	-0.0179	-0.0439	-11.108	36.315	0.0517
93	8	11	04	00	00	-0.0258	69.9565	42159.75	-0.0230	70.0151	42169.65	-0.0028	-0.0586	-9.903	44.392	0.0656
93	8	11	06	00	00	-0.0310	69.9526	42164.46	-0.0440	70.0234	42170.54	0.0130	-0.0708	-6.084	52.989	0.0807
93	8	11	08	00	00	-0.0279	69.9561	42169.19	-0.0532	70.0313	42169.87	0.0253	-0.0752	-0.680	58.388	0.0901
93	8	11	10	00	00	-0.0171	69.9653	42172.83	-0.0480	70.0366	42167.99	0.0308	-0.0713	4.847	57.872	0.0893
93	8	11	12	00	00	-0.0015	69.9775	42174.66	-0.0295	70.0391	42165.64	0.0280	-0.0615	9.016	50.763	0.0777
93	8	11	14	00	00	0.0148	69.9917	42174.19	-0.0029	70.0391	42163.49	0.0176	-0.0474	10.696	38.709	0.0581
93	8	11	16	00	00	0.0274	70.0029	42171.35	0.0248	70.0356	42161.91	0.0025	-0.0327	9.447	25.845	0.0381
93	8	11	18	00	00	0.0327	70.0098	42166.70	0.0460	70.0313	42161.11	-0.0133	-0.0215	5.589	19.431	0.0294
93	8	11	20	00	00	0.0293	70.0083	42161.44	0.0547	70.0259	42161.27	-0.0255	-0.0176	0.166	22.633	0.0348
93	8	11	22	00	00	0.0179	70.0005	42157.13	0.0487	70.0215	42162.48	-0.0308	-0.0210	-5.353	27.929	0.0414
93	8	12	02	00	00	-0.0156	69.9746	42156.06	0.0293	70.0190	42164.61	-0.0279	-0.0317	-9.487	32.460	0.0463
93	8	12	04	00	00	-0.0286	69.9639	42159.65	-0.0263	70.0205	42167.18	-0.0174	-0.0459	-11.123	38.303	0.0549
93	8	12	06	00	00	-0.0341	69.9604	42164.73	-0.0476	70.0249	42169.47	-0.0023	-0.0610	-9.820	46.622	0.0691
93	8	12	08	00	00	-0.0305	69.9639	42169.73	-0.0562	70.0415	42170.23	0.0256	-0.0776	-5.932	55.180	0.0841
93	8	12	10	00	00	-0.0186	69.9736	42173.33	-0.0495	70.0488	42168.32	0.0309	-0.0752	5.006	60.367	0.0931
93	8	12	12	00	00	-0.0015	69.9868	42174.85	-0.0293	70.0503	42165.73	0.0278	-0.0635	9.110	52.229	0.0799
93	8	12	14	00	00	0.0164	70.0005	42174.12	-0.0008	70.0503	42163.41	0.0172	-0.0498	10.706	40.083	0.0604
93	8	12	16	00	00	0.0302	70.0122	42171.28	0.0282	70.0469	42161.92	0.0020	-0.0347	9.360	27.347	0.0406
93	8	12	18	00	00	0.0360	70.0190	42166.77	0.0497	70.0425	42161.34	-0.0137	-0.0234	5.433	21.050	0.0321
93	8	12	20	00	00	0.0322	70.0176	42161.62	0.0580	70.0376	42161.64	-0.0258	-0.0200	-0.014	23.972	0.0369
93	8	12	22	00	00	0.0197	70.0103	42157.22	0.0505	70.0342	42162.74	-0.0309	-0.0239	-5.516	29.229	0.0433
93	8	13	00	00	00	0.0017	69.9971	42155.00	0.0293	70.0322	42164.59	-0.0276	-0.0352	-9.584	34.075	0.0489
93	8	13	02	00	00	-0.0170	69.9834	42155.81	0.0000	70.0332	42166.94	-0.0170	-0.0498	-11.130	40.331	0.0582
93	8	13	04	00	00	-0.0314	69.9717	42159.52	-0.0296	70.0376	42169.25	-0.0017	-0.0659	-9.736	48.859	0.0727
93	8	13	06	00	00	-0.0375	69.9692	42164.94	-0.0515	70.0454	42170.71	0.0140	-0.0762	-5.773	57.368	0.0875
93	8	13	08	00	00	-0.0337	69.9727	42170.27	-0.0596	70.0532	42170.58	0.0259	-0.0806	-0.319	62.345	0.0962
93	8	13	10	00	00	-0.0207	69.9844	42173.91	-0.0516	70.0610	42168.74	0.0309	-0.0767	5.165	61.286	0.0946
93	8	13	12	00	00	-0.0020	69.9971	42175.15	-0.0295	70.0635	42165.94	0.0275	-0.0664	9.208	53.712	0.0823
93	8	13	14	00	00	-0.0176	70.0122	42174.07	0.0008	70.0635	42163.36	0.0168	-0.0513	10.710	41.483	0.0626
93	8	13	16	00	00	0.0328	70.0225	42171.10	0.0313	70.0596	42161.83	0.0015	-0.0371	9.273	28.888	0.0432
93	8	13	18	00	00	0.0394	70.0288	42166.75	0.0537	70.0557	42161.47	-0.0142	-0.0269	5.281	22.714	0.0348
93	8	13	20	00	00	0.0356	70.0293	42161.80	0.0617	70.0518	42161.99	-0.0261	-0.0225	-0.195	25.401	0.0390
93	8	13	22	00	00	0.0221	70.0205	42157.43	0.0530	70.0479	42163.11	-0.0309	-0.0273	-5.675	30.628	0.0454
93	8	14	00	00	00	0.0026	70.0088	42155.04	0.0300	70.0469	42164.72	-0.0274	-0.0381	-9.682	35.767	0.0515





00:00 06:00 12:00 18:00 00:00 06:00 12:00 18:00 00:00  
 23-JUL-93 27-JUL-93 01-AUG-93 05-AUG-93 10-AUG-93

TIME (GMT)

**ANEXO 2**

Orbital Elements Input: Flight(deg,km,mps)  
Attitude Elements Input: None

Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se Satellite Wt Solar Radiation force  
 94 9 17 00 00 00 590.4788 kg 0.0000534 nt  
 Osculating Drift(+W) 0.0345 deg/orbit  
 Osculating Period 1436.2059 min GHA Aries 355.700 deg

Classical Elements		Flight Elements		Cartesian Elements		Non-singular Elements	
SMA	42166.89 km	Geoc Lat	0.02000 deg	X	11410.577 km	K1	0.00000320
Ecc	0.0000118	Lon (+W)	70.0000 deg	Y	-40593.148 km	H1	-0.00001138
I	0.02000 deg	Radius	42166.398 km	Z	14.719 km	K2	-0.00033604
M	0.0000 deg	Velocity	3074.600 mps	XDot	2959.885 mps	H2	-0.00009446
Omega	90.0000 deg	Gamma	0.00000 deg	YDot	832.012 mps	Lon (+W)	69.9966 deg
Node	195.7005 deg	Az from E	0.00000 deg	ZDot	0.000 mps	Dr1 (+W)	0.0343519 deg/orb
SMA	6.611137 eru	Geoc Lat	0.02000 deg	X	0.3743627E+08 ft	K1	0.00000320
Ecc	0.0000118	Lon (+W)	70.0000 deg	Y	-0.1331796E+09 ft	H1	-0.00001138
I	0.0003491 rad	Radius	22753.484 nmi	Z	0.4829019E+05 ft	K2	-0.00033604
M	0.000000 rad	Velocity	10087.271 fps	XDot	9710.910 fps	H2	-0.00009446
Omega	1.570796 rad	Gamma	0.00000 deg	YDot	2729.699 fps	Lon (+W)	69.9966 deg
Node	3.415617 rad	Az from E	0.00000 deg	ZDot	0.000 fps	Dr1 (+W)	0.0343519 deg/orb

Estimated Time      Yr Mo Dy Hr Mn Se      On-Station      Mean      Lon and      Satellite      Solar Radiation      Lon  
 Maneuver 1      94 9 17 00 00 00      Lon(+W)      Acceleration(+W)      Drift      Weight      Force      Ctrl Box  
 Maneuver 3      94 9 20 00 00 00      70.020 dg      0.001261 dg/dy\*\*2      Compute      590.48 kg      0.0000534 nt      0.100 dg

E Control Mode      Longitude Guardband  
 1 Maneuver Sun-Synchronous      0.015 deg

Mnvr	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Longitude(+W)	Tangential DV	Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	Drift(+W)	E Mag	E Rt Asc	K1	H1
1	94	9	17	01	51	06	69.9988 deg	-0.0007 mps	Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	0.01567 deg/day	0.0000388	222.167 deg	-0.0000288	-0.0000261
2	94	9	19	13	41	10	70.0411 deg	0.0242 mps	Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	-0.00026 deg/day	0.0000005	133.553 deg	-0.0000003	0.0000003
3	94	9	20	01	39	15	70.0547 deg	-0.1164 mps	Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	0.01541 deg/day	0.0000388	221.461 deg	-0.0000291	-0.0000257
									Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	0.01855 deg/day	0.0000461	229.699 deg	-0.0000298	-0.0000352
									Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	0.00849 deg/day	0.0000157	133.485 deg	-0.0000108	0.0000114
									Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	0.02704 deg/day	0.0000471	210.316 deg	-0.0000406	-0.0000238
									Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	0.02766 deg/day	0.0000482	212.198 deg	-0.0000408	-0.0000257
									Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	-0.04090 deg/day	0.0000757	133.485 deg	-0.0000521	0.0000550
									Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	-0.01324 deg/day	0.0000974	162.494 deg	-0.0000929	0.0000293

Maneuver	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Radial Jet DV	PsiFC	Earth to Sun Angle	Tangential DV	Normal DV	Spacecraft RA	Sun RA
1	94	9	17	01	51	06	0.0007 mps	130.902 deg	319.098 deg	-0.0007 mps	0.0000 mps	313.553 deg	174.454 deg
2	94	9	19	13	41	10	0.0242 mps	133.204 deg	136.796 deg	0.0242 mps	0.0013 mps	133.485 deg	176.689 deg
3	94	9	20	01	39	15	0.1166 mps	133.651 deg	316.349 deg	-0.1164 mps	0.0062 mps	313.485 deg	177.136 deg

RCS Calibration

Jet	RCS Pulses	PsiPLE(dg)	DesDV(mps)	Pi1(kp)	Pf1(kp)	Wp11(kg)	SCWTi(kg)	DelW(kg)	Thrust(nt)	DHDI
				Pi2(kp)	Pf2(kp)	Wp12(kg)	IRI(k-m2)	WDPP(k/p)	Isp(se)	IspCal
				Ti1(dgC)	WpSci(kg)	VUf1(lit)	ZCGi(m)	Hi(k-m2/s)	Wdot(k/s)	WdotCal
				Ti2(dgC)	WpScf(kg)	VUf2(lit)	RPMi	Hf(k-m2/s)		PhsCal(dg)
Radial	1	299.941	0.001	361.86	361.86	33.412	590.479	0.000	3.853	0.000
	1	911.453	0.001	359.65	359.65	31.791	279.559	0.000421	109.150	1.000
	117.0	37.278	0.45	20.3	65.203	84.8703	0.8433	1605.61	0.003599	1.000
	130.902	113.279	319.098	20.3	65.203	86.3577	54.845	1605.70		0.000

Precession      Roll      Yaw  
0.0002 deg      0.0000 deg      -0.0002 deg

Maneuver 2

Radial	1	303.208	0.024	361.84	361.84	33.412	590.478	-0.010	5.028	0.000
24		920.337	0.024	359.65	359.65	31.791	279.559	0.000421	142.461	1.000
117.0		36.313	14.12	20.3	65.203	84.8803	0.8433	1605.70	0.003599	1.000
133.204		110.222	136.796	20.3	65.192	86.3577	54.848	1609.21		0.000

Precession      Roll      Yaw  
0.0059 deg      0.0011 deg      0.0058 deg

Maneuver 3

Radial	1	302.297	0.117	361.78	361.78	33.401	590.468	-0.042	5.880	0.000
100		912.440	0.117	359.65	359.65	31.791	279.552	0.000421	166.636	1.000
117.0		37.671	68.80	20.3	65.192	84.9220	0.8433	1609.21	0.003598	1.000
133.651		113.703	316.349	20.3	65.150	86.3577	54.970	1623.59		0.000

Precession      Roll      Yaw  
0.0237 deg      -0.0054 deg      -0.0230 deg



Orbital Elements Input: Flight (deg, km, mps)  
Attitude Elements Input: None

Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se Satellite Wt Solar Radiation force  
94 9 17 00 00 00 1050.3535 kg 0.0001059 nt

Osculating Drift(+W) 0.0345 deg/orbit  
Osculating Period 1436.2059 min GHA Aries 355.700 deg

Classical Elements		Flight Elements		Cartesian Elements			Non-singular Elements		
SMA	42166.89 km	Geoc Lat	0.00000 deg	X	11410.577 km	K1	0.00000320		
Ecc	0.0000118	Lon (+W)	70.0000 deg	Y	-40593.148 km	H1	-0.00001138		
I	0.00000 deg	Radius	42166.398 km	Z	0.000 km	K2	0.00000000		
M	0.0000 deg	Velocity	3074.600 mps	XDot	2959.885 mps	H2	0.00000000		
Omega	180.0000 deg	Gamma	0.00000 deg	YDot	832.012 mps	Lon (+W)	69.9966 deg		
Node	105.7005 deg	Az from E	0.00000 deg	ZDot	0.000 mps	Dri (+W)	0.0343519 deg/orb		
SMA	6.611137 eru	Geoc Lat	0.00000 deg	X	0.3743628E+08 ft	K1	0.00000320		
Ecc	0.0000118	Lon (+W)	70.0000 deg	Y	-0.1331796E+09 ft	H1	-0.00001138		
I	0.0000000 rad	Radius	22753.484 rmi	Z	0.0000000E+00 ft	K2	0.00000000		
M	0.0000000 rad	Velocity	10087.271 fps	XDot	9710.910 fps	H2	0.00000000		
Omega	3.141593 rad	Gamma	0.00000 deg	YDot	2729.699 fps	Lon (+W)	69.9966 deg		
Node	1.844821 rad	Az from E	0.00000 deg	ZDot	0.000 fps	Dri (+W)	0.0343519 deg/orb		

b1

Estimated Time	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	On-Station	Mean	Lon and	Satellite	Solar Radiation	Lon
Maneuver 1	94	9	17	02	00	00	Lon(+W)	Acceleration(+W)	Drift	Weight	Force	Ctrl Box
Maneuver 3	94	9	20	02	00	00	Cycle Time	0.001261 dg/dy**2	Compute	1050.35 kg	0.0001059 nt	0.100 dg

E Control Mode  
 1 Maneuver Sun-Synchronous  
 Longitude Guardband  
 0.015 deg

Mnvr	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Longitude(+W)	Tangential DV	Pre-Mnvr	Mnvr Delta	Post-Mnvr	Drift(+W)	E Mag	E Rt Asc	K1	H1
1	94	9	17	02	27	27	69.9992 deg	-0.0421 mps	Mnvr Delta	0.01568 deg/day	0.0000388	0.0000274	222.202 deg	-0.0000288	-0.0000261	
2	94	9	19	14	17	10	70.0054 deg	0.0413 mps	Pre-Mnvr	0.00090 deg/day	0.0000514	0.0000511	142.663 deg	-0.0000218	0.0000166	
3	94	9	20	02	15	15	70.0148 deg	-0.0923 mps	Post-Mnvr	0.00405 deg/day	0.0000268	0.0000727	190.642 deg	-0.0000505	-0.0000095	
									Mnvr Delta	0.01450 deg/day	0.0000268	0.0000727	201.331 deg	-0.0000513	-0.0000200	
									Pre-Mnvr	0.01854 deg/day	0.0000730	0.0000726	142.548 deg	-0.0000213	0.0000163	
									Post-Mnvr	0.01917 deg/day	0.0000730	0.0000726	182.931 deg	-0.0000726	-0.0000037	
									Mnvr Delta	-0.03242 deg/day	0.0000600	0.0000477	184.584 deg	-0.0000728	-0.0000058	
									Post-Mnvr	-0.01324 deg/day	0.0001243	0.0001204	142.548 deg	-0.0000477	0.0000365	
													165.710 deg	-0.0001204	0.0000307	

Maneuver	Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Radial Jet DV	PsiFC	Earth to Sun Angle	Tangential DV	Normal DV	Spacecraft RA	Sun RA
1	94	9	17	02	27	27	0.0425 mps	121.814 deg	328.186 deg	-0.0421 mps	-0.0058 mps	322.663 deg	174.477 deg
2	94	9	19	14	17	10	0.0417 mps	124.163 deg	145.837 deg	0.0413 mps	-0.0057 mps	142.548 deg	176.711 deg
3	94	9	20	02	15	15	0.0932 mps	124.610 deg	325.390 deg	-0.0923 mps	-0.0128 mps	322.548 deg	177.158 deg



BCS Calibration

Jets		Ox_PreMode		Fu_PreMode		TOL1(dC)		TO2i(dC)		TF1i(dC)		TF2i(dC)		SCWT1(kg)		SCWTf(kg)		DelW(kg)	
Step(se)	20.010	PsiPLE(dg)	276.446	Regulated	0.042	PrOI(kp)	1723.690	Prof(kp)	1723.565	PrFi(kp)	1723.156	PrFf(kp)	1723.156	IRi(kg-m2)	1050.354	IRf(kg-m2)	1050.338	WDPP(k/p)	-0.016
Pulses(#)	3	PsiPLE(ms)	1531.710	0.041	492.058	WtOI(kg)	492.048	WtOF(kg)	492.048	WtFi(kg)	356.343	WtFf(kg)	356.337	ZCG1(m)	1928.244	ZCGf(m)	1928.219	Hi(k-m2/s)	0.005
PulW(ms)	600.000	PCen(dg)	63.169	43.324	0.801	PFOi	0.801	FFOF	0.801	FFFi	0.959	FFFf	0.959	RPMi	1.0701	RPMf	1.0701	Hf(k-m2/s)	6057.76
PsiFC(dg)	121.814	PCen(ms)	350.000	328.186	282.518	EffIsp(se)	282.518	EffThr(nt)	24.069	WDtOCal	1.000	WDtFCal	1.000	IspCal	30.000	PhsCor(dg)	30.161	DHDI	6090.10
radial 1	Regulated	Regulated	Regulated	Regulated	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	1050.354	1050.338	1050.338	1050.338	0.016	0.005
20.010	276.446	0.042	1531.710	0.041	492.058	1723.690	1723.565	1723.690	1723.565	1723.690	1723.156	1723.156	1723.156	1928.244	1928.219	1928.219	1928.219	0.005	6057.76
600.000	63.169	43.324	350.000	328.186	282.518	0.801	0.801	0.801	0.801	0.959	0.959	0.959	0.959	1.0701	1.0701	1.0701	1.0701	6057.76	6090.10
121.814	350.000	328.186	350.000	328.186	282.518	24.069	24.069	24.069	24.069	1.000	1.000	1.000	1.000	30.000	30.161	30.161	30.161	6090.10	0.000

Precession      Roll      Yaw  
 0.0359 deg      -0.0277 deg      0.0229 deg

b1

BCS Calibration

Jets		Ox_PreMode		Fu_PreMode		Maneuver 2		TF1i (dc)		TF2i (dc)		SCWTi (kg)		SCWTF (kg)		DelW (kg)		
Step (se)	PsipLE (dg)	DesDV (mps)	PsipLE (dg)	DesDV (mps)	ProI (kp)	ProF (kp)	TO1i (dc)	PrFi (kp)	PrFi (kp)	PrFi (kp)	PrFi (kp)	IRi (kg-m2)	IRf (kg-m2)	IRf (kg-m2)	IRf (kg-m2)	WDPP (k/p)	WDPP (k/p)	
PuIse (#)	PsipLE (ms)	ActDV (mps)	PsipLE (ms)	ActDV (mps)	WtOI (kg)	WtOI (kg)	WtOI (kg)	WtFi (kg)	WtFi (kg)	WtFi (kg)	WtFi (kg)	ZCGi (m)	ZCGf (m)	ZCGf (m)	ZCGf (m)	Hi (k-m2/s)	Hi (k-m2/s)	
PuIw (ms)	PCen (dg)	ActIm (n-s)	PCen (dg)	ActIm (n-s)	FFOI	FPOF	FPOF	FFFi	FFFi	FFFi	FFFi	RPMi	RPMf	RPMf	RPMf	Hf (k-m2/s)	Hf (k-m2/s)	
PsipFC (dg)	PCen (ms)	EtoSun (dg)	PCen (ms)	EtoSun (dg)	WDtO (k/s)	WDtF (k/s)	EffThr (nt)	WDtOCa1	WDtOCa1	WDtOCa1	WDtOCa1	IspCa1	IspCa1	IspCa1	IspCa1	PhsCor (dg)	PhsCor (dg)	DHDI
radial 1	Regulated	Regulated	Regulated	Regulated	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	1050.338	1050.338	1050.338	1050.338	-0.016	-0.016	
20.010	278.458	0.042	278.458	0.042	1723.565	1723.440	1723.440	1723.156	1723.156	1723.156	1722.623	1928.219	1928.219	1928.194	1928.194	0.005	0.005	
3	1534.668	0.041	1534.668	0.041	492.048	492.038	492.038	356.337	356.337	356.337	356.331	1.0701	1.0701	1.0701	1.0701	6090.10	6090.10	
600.000	63.506	43.321	63.506	43.321	0.801	0.801	0.801	0.959	0.959	0.959	0.959	30.161	30.161	30.321	30.321	6122.43	6122.43	
124.163	350.000	145.837	350.000	145.837	0.005414	0.003276	24.067	24.067	24.067	24.067	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	0.000	0.000	

Precession      Roll      Yaw  
 0.0364 deg      0.0275 deg      -0.0239 deg

b1

BCS Calibration

Jets		OX_PreMode		Fu_PreMode		WDLO(k/s)		WDLF(k/s)		EffIsp(se)		EffThr(nt)		Maneuver 3		TF1i(dC)		TF2i(dC)		SCWTi(kg)		SCWTF(kg)		DelW(kg)			
Step(se)	Pulses(#)	PsiPLE(ms)	PCen(dg)	PsiPLE(ms)	PCen(dg)	ActDV(mps)	ActIm(n-s)	DesDV(mps)	ActDV(mps)	ActIm(n-s)	Regulated	Regulated	TO1i(dC)	PrOI(kp)	WtOI(kg)	PrOF(kp)	WtOF(kg)	PrFI(kp)	WtFI(kg)	IRI(kg-m2)	ZCGi(m)	IRF(kg-m2)	ZCGf(m)	WDPP(k/p)	HI(k-m2/s)		
20.010	6	1522.220	64.012	278.399	350.000	0.093	0.083	1723.440	492.038	0.801	1723.191	492.019	20.0	1722.623	356.331	1722.623	356.319	1721.559	356.319	1050.323	1050.291	1928.144	1928.144	1.0701	1.0701	6122.43	6122.43
600.000				86.666				282.631	282.631	24.074	24.074	24.074	20.0	0.959	1.000	20.0	0.959	1721.559	1721.559	1928.194	1928.194	1.0701	1.0701	30.642	30.642	6187.13	6187.13
124.610				325.390				0.005414	0.003268	0.003268	0.003268	0.003268	20.0	1.000	1.000	20.0	1.000	1721.559	1721.559	1050.323	1050.291	1050.291	1050.291	0.005	0.005	0.005	0.005

Precession 0.0354 deg Roll -0.0273 deg Yaw 0.0226 deg

Orbit Epoch Yr Mo Dy Hr Mn Se Classical Elements SMA Ecc I M Omega Node  
 94 9 17 00 00 00 Elements 42166.89 km 0.0000118 0.000000 deg 0.00000 deg 0.0000 deg 180.0000 deg 105.7004 deg  
 Satellite Wt 1050.3535 kg Solar Radiation Force 0.0001059 nt

Maneuver Yr Mo Dy Tangential DV(mps) Ecc I (deg) M(deg) Omega(deg) Node(deg)  
 Time Hr Mn Se Normal DV(mps) Lon(deg) R(km) V(mps) Gamma(deg) AzFl(deg)  
 Delta Wt(kg) Radial DV(mps) Y(km) Z(km) XDot(mps) YDot(mps) ZDot(mps)

94 9 17 -0.04206 0.0000453 0.00035 20.0557 177.6884 124.9157  
 02 27 27 -0.00582 70.0023 42166.508 3074.644 0.0009 0.0003  
 -0.0156 0.00000 33525.180 -25574.924 -0.078 1864.878 2444.517 -0.018

Pre-Maneuver 1 Post-Maneuver 1  
 42167.15 0.0000218 0.00045 45.5350 148.0284 129.0963  
 -0.0001 70.0023 42166.508 3074.601 0.0009 0.0004  
 33525.180 -25574.924 -0.078 1864.852 2444.484 -0.024

Pre-Maneuver 2 Post-Maneuver 2  
 42166.57 0.0001434 0.00228 316.2645 32.3867 153.8893  
 -0.0004 70.0208 42162.203 3074.895 -0.0057 -0.0022  
 -33462.621 25649.643 -0.331 -1870.389 -2440.618 0.120

Pre-Maneuver 3 Post-Maneuver 3  
 42167.70 0.0001638 0.00218 322.7567 25.3432 154.4407  
 -0.0004 70.0208 42162.203 3074.936 -0.0057 -0.0021  
 -33462.621 25649.643 -0.331 -1870.415 -2440.651 0.114

94 9 20 -0.09228 0.0000365 0.00210 147.5119 21.2174 153.8150  
 02 15 15 -0.01276 70.0157 42168.973 3074.440 0.0011 0.0021  
 -0.0313 0.00000 33475.801 -25643.576 0.302 1869.661 2440.605 -0.111

Post-Maneuver 3  
 42165.14 0.0000929 0.00234 167.7968 2.0722 152.6754  
 0.0004 70.0157 42168.973 3074.349 0.0011 0.0023  
 33475.801 -25643.576 0.302 1869.605 2440.532 -0.123

Orbit Epoch      Yr Mo Dy Hr Mn Se    Classical Elements    SMA    Ecc    I    M    Omega    Node  
 94 9 20 01 39 15    42164.65 km    0.0000803    0.021578 deg    166.5146 deg    314.8594 deg    192.1062 deg  
                  Stepsize    Satellite Weight    Solar Radiation Force  
                  900.0 sec    590.43 kg    0.0000534 nt

Collocated Satellite

Orbit Epoch      Yr Mo Dy Hr Mn Se    Classical Elements    SMA    Ecc    I    M    Omega    Node  
 94 9 20 02 15 15    42165.14 km    0.0000929    0.002337 deg    167.7967 deg    2.0722 deg    152.6754 deg  
                  Stepsize    Satellite Weight    Solar Radiation Force  
                  900.0 sec    1050.29 kg    0.0001059 nt

Station Name  
GUARATIBA

Latitude  
-22.99809 deg

Longitude(+w)  
43.60635 deg

Altitude  
-5.4 m

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
94	9	21	00	00	00	0.0208	70.0378	42166.86	0.0010	69.9955	42167.29	0.0198	0.0422	-0.427	34.316	0.0529
94	9	21	02	00	00	0.0167	70.0426	42168.01	0.0001	70.0014	42168.91	0.0166	0.0413	-0.905	32.725	0.0505
94	9	21	04	00	00	0.0081	70.0477	42167.93	-0.0008	70.0080	42169.08	0.0089	0.0397	-1.151	29.998	0.0463
94	9	21	06	00	00	-0.0026	70.0519	42167.30	-0.0014	70.0138	42168.39	-0.0012	0.0381	-1.089	28.089	0.0434
94	9	21	08	00	00	-0.0125	70.0552	42166.36	-0.0015	70.0184	42167.09	-0.0109	0.0368	-0.731	28.259	0.0437
94	9	21	10	00	00	-0.0189	70.0572	42164.77	-0.0012	70.0211	42164.96	-0.0178	0.0361	-0.188	29.624	0.0458
94	9	21	12	00	00	-0.0202	70.0567	42162.33	-0.0004	70.0204	42161.92	-0.0165	0.0373	0.409	30.420	0.0470
94	9	21	14	00	00	-0.0161	70.0521	42159.65	0.0004	70.0148	42158.75	-0.0165	0.0363	0.894	29.985	0.0462
94	9	21	16	00	00	-0.0077	70.0438	42157.95	0.0011	70.0051	42156.81	-0.0087	0.0387	1.133	29.240	0.0450
94	9	21	18	00	00	0.0027	70.0343	42158.23	0.0014	69.9939	42157.15	0.0014	0.0404	1.071	29.727	0.0457
94	9	21	20	00	00	0.0123	70.0267	42160.50	0.0012	69.9850	42159.78	0.0111	0.0417	0.717	31.726	0.0487
94	9	21	22	00	00	0.0185	70.0235	42163.73	0.0007	69.9812	42163.56	0.0178	0.0423	0.166	33.783	0.0520
94	9	22	00	00	00	0.0196	70.0252	42166.53	-0.0001	69.9831	42166.96	0.0198	0.0421	-0.427	34.240	0.0527
94	9	22	02	00	00	0.0155	70.0298	42167.97	-0.0009	69.9886	42168.88	0.0164	0.0411	-0.908	32.601	0.0503
94	9	22	04	00	00	0.0072	70.0351	42168.06	-0.0014	69.9954	42169.21	0.0086	0.0397	-1.151	29.872	0.0461
94	9	22	06	00	00	-0.0029	70.0395	42167.41	-0.0014	70.0015	42168.50	-0.0015	0.0380	-1.089	28.020	0.0433
94	9	22	08	00	00	-0.0120	70.0428	42166.44	-0.0008	70.0062	42167.17	-0.0112	0.0366	-0.731	28.246	0.0436
94	9	22	10	00	00	-0.0178	70.0449	42164.98	0.0001	70.0089	42165.16	-0.0179	0.0360	-0.188	29.604	0.0457
94	9	22	12	00	00	-0.0187	70.0447	42162.77	0.0010	70.0085	42162.36	-0.0198	0.0362	0.413	30.343	0.0468
94	9	22	14	00	00	-0.0146	70.0409	42160.23	0.0017	70.0037	42159.34	-0.0163	0.0372	0.898	29.860	0.0460
94	9	22	16	00	00	-0.0065	70.0336	42158.41	0.0019	69.9949	42157.27	-0.0084	0.0386	1.137	29.115	0.0448
94	9	22	18	00	00	0.0031	70.0243	42158.34	0.0014	69.9841	42157.27	0.0017	0.0402	1.071	29.659	0.0456
94	9	22	20	00	00	0.0119	70.0166	42160.22	0.0005	69.9751	42159.51	0.0114	0.0415	0.713	31.709	0.0487
94	9	22	22	00	00	0.0173	70.0128	42163.27	-0.0007	69.9707	42163.11	0.0180	0.0421	0.159	33.754	0.0519
94	9	23	00	00	00	0.0180	70.0138	42166.17	-0.0018	69.9718	42166.59	0.0197	0.0420	-0.427	34.159	0.0526
94	9	23	02	00	00	0.0138	70.0181	42167.89	-0.0024	69.9771	42168.79	0.0162	0.0410	-0.908	32.473	0.0501
94	9	23	04	00	00	0.0059	70.0233	42168.20	-0.0024	69.9838	42169.34	0.0083	0.0396	-1.151	29.745	0.0459
94	9	23	06	00	00	-0.0034	70.0281	42167.56	-0.0016	69.9901	42168.65	-0.0019	0.0380	-1.086	27.953	0.0432
94	9	23	08	00	00	-0.0117	70.0316	42166.52	-0.0001	69.9950	42167.25	-0.0115	0.0366	-0.731	28.234	0.0436
94	9	23	10	00	00	-0.0165	70.0337	42165.08	0.0015	69.9977	42165.27	-0.0181	0.0360	-0.185	29.583	0.0457
94	9	23	12	00	00	-0.0169	70.0336	42163.07	0.0029	69.9974	42162.66	-0.0197	0.0361	0.413	30.264	0.0467
94	9	23	14	00	00	-0.0126	70.0303	42160.72	0.0035	69.9932	42159.82	-0.0161	0.0371	0.898	29.729	0.0458
94	9	23	16	00	00	-0.0050	70.0237	42158.89	0.0031	69.9851	42157.75	-0.0081	0.0386	1.137	28.991	0.0446
94	9	23	18	00	00	0.0039	70.0151	42158.56	0.0018	69.9749	42157.50	0.0021	0.0403	1.068	29.593	0.0455
94	9	23	20	00	00	0.0116	70.0074	42160.09	-0.0001	69.9661	42159.37	0.0117	0.0414	0.713	31.689	0.0487
94	9	23	22	00	00	0.0160	70.0031	42162.89	-0.0021	69.9609	42162.72	0.0181	0.0421	0.166	33.724	0.0519
94	9	24	00	00	00	0.0160	70.0033	42165.80	-0.0037	69.9613	42166.23	0.0197	0.0420	-0.431	34.077	0.0525
94	9	24	02	00	00	0.0116	70.0071	42167.76	-0.0044	69.9661	42168.67	0.0160	0.0410	-0.912	32.344	0.0499
94	9	24	04	00	00	0.0041	70.0125	42168.33	-0.0038	69.9731	42169.48	0.0079	0.0393	-1.155	29.619	0.0457
94	9	24	06	00	00	-0.0044	70.0177	42167.77	-0.0021	69.9799	42168.86	-0.0022	0.0378	-1.086	27.885	0.0431
94	9	24	08	00	00	-0.0115	70.0214	42166.62	0.0003	69.9849	42167.36	-0.0118	0.0365	-0.731	28.222	0.0436
94	9	24	10	00	00	-0.0153	70.0233	42165.13	0.0029	69.9875	42165.32	-0.0182	0.0358	-0.185	29.559	0.0457
94	9	24	12	00	00	-0.0148	70.0232	42163.25	0.0049	69.9872	42162.84	-0.0197	0.0360	0.409	30.181	0.0466
94	9	24	14	00	00	-0.0102	70.0203	42161.09	0.0056	69.9834	42160.20	-0.0159	0.0369	0.894	29.596	0.0456
94	9	24	16	00	00	-0.0029	70.0144	42159.35	0.0048	69.9760	42158.21	-0.0078	0.0385	1.133	28.867	0.0444
94	9	24	18	00	00	0.0051	70.0065	42158.86	0.0027	69.9664	42157.79	0.0024	0.0400	1.068	29.530	0.0454
94	9	24	20	00	00	0.0115	69.9988	42160.07	-0.0004	69.9575	42159.36	0.0119	0.0413	0.713	31.671	0.0487
94	9	24	22	00	00	0.0148	69.9943	42162.59	-0.0035	69.9523	42162.43	0.0183	0.0420	0.166	33.691	0.0518
94	9	25	00	00	00	0.0139	69.9938	42165.45	-0.0058	69.9520	42165.88	0.0197	0.0417	-0.427	33.992	0.0524
94	9	25	02	00	00	0.0091	69.9971	42167.60	-0.0066	69.9562	42168.51	0.0158	0.0409	-0.912	32.213	0.0497
94	9	25	04	00	00	0.0019	70.0028	42168.44	-0.0057	69.9634	42169.60	0.0076	0.0394	-1.155	29.494	0.0455
94	9	25	06	00	00	-0.0057	70.0079	42168.02	-0.0032	69.9705	42169.11	-0.0026	0.0375	-1.086	27.820	0.0430
94	9	25	08	00	00	-0.0117	70.0121	42166.79	0.0004	69.9756	42167.52	-0.0121	0.0365	-0.731	28.209	0.0436

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
94	9	25	10	00	00	-0.0142	70.0142	42165.18	0.0041	69.9785	42165.37	-0.0183	0.0356	-0.185	29.533	0.0456
94	9	25	12	00	00	-0.0127	70.0139	42163.33	0.0069	69.9780	42162.92	-0.0196	0.0359	0.413	30.097	0.0465
94	9	25	14	00	00	-0.0077	70.0112	42161.36	0.0080	69.9744	42160.47	-0.0157	0.0369	0.894	29.462	0.0454
94	9	25	16	00	00	-0.0005	70.0059	42159.76	0.0069	69.9673	42158.63	-0.0075	0.0386	1.129	28.744	0.0442
94	9	25	18	00	00	0.0067	69.9985	42159.22	0.0039	69.9587	42158.15	-0.0028	0.0398	1.068	29.466	0.0453
94	9	25	20	00	00	0.0119	69.9915	42160.16	-0.0003	69.9502	42159.45	0.0122	0.0413	0.706	31.552	0.0486
94	9	25	22	00	00	0.0138	69.9868	42162.39	-0.0046	69.9448	42162.23	0.0184	0.0420	0.163	33.656	0.0518
94	9	26	00	00	00	0.0118	69.9856	42165.13	-0.0078	69.9438	42165.56	0.0196	0.0417	-0.434	33.902	0.0522
94	9	26	02	00	00	0.0065	69.9885	42167.40	-0.0091	69.9478	42168.32	-0.0156	0.0408	-0.916	32.080	0.0495
94	9	26	04	00	00	-0.0006	69.9937	42168.53	-0.0079	69.9546	42169.68	0.0073	0.0391	-1.151	29.368	0.0453
94	9	26	06	00	00	-0.0075	69.9995	42168.29	-0.0046	69.9619	42169.38	-0.0029	0.0376	-1.082	27.757	0.0429
94	9	26	08	00	00	-0.0122	70.0039	42167.03	0.0001	69.9678	42167.76	-0.0124	0.0361	-0.731	28.196	0.0436
94	9	26	10	00	00	-0.0134	70.0061	42165.26	0.0050	69.9705	42165.45	-0.0185	0.0356	-0.185	29.506	0.0456
94	9	26	12	00	00	-0.0108	70.0059	42163.36	0.0088	69.9700	42162.95	-0.0196	0.0359	0.413	30.009	0.0463
94	9	26	14	00	00	-0.0050	70.0032	42161.53	0.0104	69.9663	42160.64	-0.0154	0.0369	0.894	29.327	0.0452
94	9	26	16	00	00	0.0022	69.9983	42160.12	0.0093	69.9600	42158.98	-0.0071	0.0383	1.137	28.621	0.0440
94	9	26	18	00	00	0.0087	69.9917	42159.60	0.0056	69.9517	42158.54	0.0031	0.0400	1.064	29.407	0.0452
94	9	26	20	00	00	0.0128	69.9849	42160.36	-0.0003	69.9438	42159.64	0.0125	0.0410	0.713	31.632	0.0486
94	9	26	22	00	00	0.0132	69.9800	42162.29	-0.0053	69.9382	42162.13	0.0185	0.0417	0.163	33.619	0.0517
94	9	27	00	00	00	0.0100	69.9788	42164.84	-0.0096	69.9373	42165.27	0.0196	0.0415	-0.434	33.811	0.0521
94	9	27	02	00	00	0.0039	69.9810	42167.17	-0.0115	69.9404	42168.08	0.0153	0.0405	-0.912	31.944	0.0493
94	9	27	04	00	00	-0.0034	69.9858	42168.55	-0.0103	69.9470	42169.70	0.0070	0.0388	-1.147	29.242	0.0451
94	9	27	06	00	00	-0.0097	69.9922	42168.56	-0.0064	69.9546	42169.65	-0.0033	0.0376	-1.086	27.696	0.0428
94	9	27	08	00	00	-0.0133	69.9971	42167.34	-0.0006	69.9609	42168.07	-0.0126	0.0361	-0.728	28.184	0.0435
94	9	27	10	00	00	-0.0131	69.9998	42165.41	0.0055	69.9641	42165.59	-0.0186	0.0356	-0.177	29.475	0.0455
94	9	27	12	00	00	-0.0091	69.9995	42163.38	0.0104	69.9639	42162.96	-0.0195	0.0356	0.413	29.920	0.0462
94	9	27	14	00	00	-0.0025	69.9966	42161.63	0.0128	69.9602	42160.73	-0.0152	0.0364	0.894	29.191	0.0450
94	9	27	16	00	00	0.0050	69.9919	42160.41	0.0118	69.9536	42159.28	-0.0068	0.0383	1.133	28.499	0.0438
94	9	27	18	00	00	0.0110	69.9856	42160.01	0.0076	69.9458	42158.94	0.0034	0.0398	1.068	29.346	0.0451
94	9	27	20	00	00	0.0140	69.9795	42160.65	0.0013	69.9387	42159.94	0.0128	0.0408	0.713	31.611	0.0486
94	9	27	22	00	00	0.0131	69.9749	42162.30	-0.0055	69.9333	42162.14	0.0187	0.0415	0.163	33.580	0.0517
94	9	28	00	00	00	0.0085	69.9734	42164.59	-0.0110	69.9319	42165.03	0.0195	0.0415	-0.434	33.717	0.0519
94	9	28	02	00	00	0.0014	69.9751	42166.90	-0.0137	69.9348	42167.81	0.0151	0.0403	-0.912	31.807	0.0491
94	9	28	04	00	00	-0.0062	69.9797	42168.48	-0.0128	69.9409	42169.64	0.0066	0.0388	-1.155	29.118	0.0450
94	9	28	06	00	00	-0.0121	69.9858	42168.79	-0.0085	69.9487	42169.87	-0.0036	0.0371	-1.082	27.635	0.0427
94	9	28	08	00	00	-0.0147	69.9915	42167.69	-0.0018	69.9556	42168.41	-0.0129	0.0359	-0.728	28.170	0.0435
94	9	28	10	00	00	-0.0132	69.9949	42165.64	0.0055	69.9595	42165.82	-0.0187	0.0354	-0.174	29.442	0.0455
94	9	28	12	00	00	-0.0078	69.9946	42163.42	0.0116	69.9590	42163.01	-0.0195	0.0356	0.413	29.826	0.0460
94	9	28	14	00	00	-0.0002	69.9915	42161.68	0.0148	69.9551	42160.78	-0.0150	0.0364	0.898	29.052	0.0448
94	9	28	16	00	00	0.0077	69.9868	42160.65	0.0142	69.9487	42159.52	-0.0065	0.0381	1.133	28.379	0.0436
94	9	28	18	00	00	0.0135	69.9810	42160.44	0.0097	69.9414	42159.36	-0.0038	0.0396	1.075	29.290	0.0450
94	9	28	20	00	00	0.0156	69.9758	42161.04	0.0026	69.9348	42160.33	0.0130	0.0410	0.709	31.593	0.0485
94	9	28	22	00	00	0.0134	69.9717	42162.44	-0.0053	69.9299	42162.28	0.0188	0.0417	-0.159	33.540	0.0516
94	9	29	00	00	00	-0.0007	69.9697	42164.43	-0.0120	69.9285	42164.86	0.0194	0.0413	-0.434	33.620	0.0518
94	9	29	02	00	00	-0.0088	69.9753	42168.31	-0.0156	69.9307	42167.50	0.0149	0.0405	-0.912	31.670	0.0489
94	9	29	04	00	00	-0.0146	69.9817	42168.91	-0.0151	69.9363	42169.47	0.0063	0.0391	-1.158	28.994	0.0448
94	9	29	06	00	00	-0.0164	69.9875	42168.03	-0.0032	69.9443	42170.00	-0.0040	0.0374	-0.728	27.575	0.0426
94	9	29	08	00	00	-0.0137	69.9912	42165.94	0.0051	69.9558	42166.12	-0.0188	0.0354	-0.174	29.408	0.0454
94	9	29	10	00	00	-0.0071	69.9912	42163.53	0.0124	69.9558	42166.12	-0.0188	0.0354	0.416	29.300	0.0459
94	9	29	12	00	00	0.0017	69.9883	42161.70	0.0165	69.9517	42160.80	-0.0194	0.0366	0.898	28.914	0.0446
94	9	29	14	00	00	0.0102	69.9832	42160.83	0.0163	69.9453	42159.70	-0.0061	0.0378	1.133	28.260	0.0435
94	9	29	16	00	00	0.0160	69.9778	42160.86	0.0118	69.9385	42159.79	0.0041	0.0393	-1.068	29.236	0.0449

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
94	9	29	20	00	00	0.0175	69.9734	42161.54	0.0042	69.9329	42160.83	0.0133	0.0405	0.709	31.575	0.0485
94	9	29	22	00	00	0.0141	69.9700	42162.74	-0.0048	69.9285	42162.57	0.0189	0.0415	0.163	33.498	0.0515
94	9	30	00	00	00	0.0069	69.9683	42164.38	-0.0125	69.9270	42164.81	0.0194	0.0413	-0.438	33.523	0.0516
94	9	30	02	00	00	-0.0024	69.9690	42166.29	-0.0171	69.9290	42167.20	0.0146	0.0400	-0.912	31.531	0.0486
94	9	30	04	00	00	-0.0111	69.9729	42168.02	-0.0171	69.9341	42169.18	0.0060	0.0388	-1.158	28.872	0.0446
94	9	30	06	00	00	-0.0170	69.9788	42168.89	-0.0127	69.9414	42169.98	-0.0043	0.0374	-1.086	27.517	0.0425
94	9	30	08	00	00	-0.0182	69.9849	42168.30	-0.0048	69.9490	42169.03	-0.0134	0.0359	-0.724	28.140	0.0435
94	9	30	10	00	00	-0.0145	69.9893	42166.29	0.0045	69.9539	42166.46	-0.0189	0.0354	-0.174	29.371	0.0454
94	9	30	12	00	00	-0.0067	69.9895	42163.71	0.0126	69.9541	42163.29	-0.0193	0.0354	0.420	29.631	0.0457
94	9	30	14	00	00	0.0031	69.9871	42161.73	0.0176	69.9507	42160.83	-0.0145	0.0364	0.898	28.774	0.0444
94	9	30	16	00	00	0.0122	69.9817	42160.96	0.0180	69.9441	42159.82	-0.0058	0.0376	1.137	28.142	0.0433
94	9	30	18	00	00	0.0182	69.9766	42161.26	0.0137	69.9373	42160.20	0.0045	0.0393	1.068	29.183	0.0448
94	9	30	20	00	00	0.0192	69.9731	42162.12	0.0057	69.9324	42161.41	0.0136	0.0408	0.706	31.556	0.0485
94	9	30	22	00	00	0.0150	69.9705	42163.21	-0.0040	69.9290	42163.05	0.0190	0.0415	0.159	33.454	0.0515
94	10	1	00	00	00	0.0067	69.9692	42164.48	-0.0126	69.9282	42164.92	0.0193	0.0410	-0.438	33.424	0.0515
94	10	1	02	00	00	-0.0036	69.9700	42166.02	-0.0180	69.9299	42166.94	0.0144	0.0400	-0.916	31.394	0.0484
94	10	1	04	00	00	-0.0130	69.9727	42167.63	-0.0186	69.9343	42168.79	0.0056	0.0383	-1.155	28.752	0.0444
94	10	1	06	00	00	-0.0189	69.9780	42168.69	-0.0143	69.9412	42169.77	-0.0046	0.0369	-1.086	27.463	0.0424
94	10	1	08	00	00	-0.0198	69.9841	42168.44	-0.0062	69.9487	42169.16	-0.0137	0.0354	-0.728	28.128	0.0435
94	10	1	10	00	00	-0.0154	69.9888	42166.63	0.0037	69.9539	42166.80	-0.0190	0.0349	-0.174	29.332	0.0453
94	10	1	12	00	00	-0.0067	69.9897	42163.96	0.0126	69.9548	42163.55	-0.0193	0.0349	0.420	29.530	0.0456
94	10	1	14	00	00	0.0040	69.9871	42161.79	0.0183	69.9509	42160.89	-0.0143	0.0361	0.901	28.632	0.0441
94	10	1	16	00	00	0.0137	69.9819	42161.03	0.0150	69.9438	42159.89	-0.0055	0.0381	1.137	28.026	0.0431
94	10	1	18	00	00	0.0198	69.9771	42161.60	0.0150	69.9380	42160.54	0.0048	0.0391	1.064	29.131	0.0447
94	10	1	20	00	00	0.0206	69.9736	42162.75	0.0068	69.9331	42162.04	0.0138	0.0405	0.709	31.538	0.0484
94	10	1	22	00	00	0.0158	69.9722	42163.86	-0.0032	69.9312	42163.70	0.0191	0.0410	0.159	33.411	0.0514
94	10	2	00	00	00	0.0067	69.9722	42164.82	-0.0125	69.9307	42165.25	0.0192	0.0415	-0.438	33.323	0.0513
94	10	2	02	00	00	-0.0043	69.9727	42165.89	-0.0185	69.9326	42166.81	0.0142	0.0400	-0.919	31.256	0.0482
94	10	2	04	00	00	-0.0142	69.9751	42167.19	-0.0195	69.9365	42168.34	0.0053	0.0386	-1.155	28.634	0.0442
94	10	2	06	00	00	-0.0203	69.9795	42168.29	-0.0154	69.9429	42169.37	-0.0050	0.0366	-1.082	27.411	0.0423
94	10	2	08	00	00	-0.0210	69.9854	42168.35	-0.0071	69.9502	42169.08	-0.0139	0.0347	-0.728	28.114	0.0434
94	10	2	10	00	00	-0.0161	69.9902	42166.86	0.0031	69.9526	42167.04	-0.0191	0.0352	0.416	29.291	0.0452
94	10	2	12	00	00	-0.0067	69.9922	42164.25	0.0125	69.9570	42163.84	-0.0192	0.0352	0.416	29.425	0.0454
94	10	2	14	00	00	0.0045	69.9893	42161.91	0.0186	69.9536	42161.00	-0.0141	0.0356	0.901	28.491	0.0439
94	10	2	16	00	00	0.0146	69.9844	42161.05	0.0198	69.9468	42159.92	-0.0052	0.0376	1.133	27.910	0.0429
94	10	2	18	00	00	0.0208	69.9795	42161.84	0.0157	69.9399	42160.77	0.0051	0.0396	1.068	29.081	0.0446
94	10	2	20	00	00	0.0214	69.9771	42163.35	0.0074	69.9360	42162.64	0.0141	0.0410	0.709	31.520	0.0484
94	10	2	22	00	00	0.0163	69.9766	42164.63	-0.0029	69.9355	42164.47	0.0192	0.0415	0.159	33.365	0.0513
94	10	3	00	00	00	0.0067	69.9775	42165.39	-0.0124	69.9360	42165.82	0.0191	0.0415	-0.438	33.222	0.0512
94	10	3	02	00	00	-0.0047	69.9780	42165.97	-0.0186	69.9385	42166.89	0.0139	0.0396	-0.916	31.119	0.0480
94	10	3	04	00	00	-0.0149	69.9805	42166.80	-0.0198	69.9419	42167.95	0.0050	0.0386	-1.151	28.520	0.0440
94	10	3	06	00	00	-0.0215	69.9839	42167.73	-0.0157	69.9473	42168.82	-0.0053	0.0366	-1.086	27.361	0.0423
94	10	3	08	00	00	-0.0210	69.9888	42168.02	-0.0073	69.9531	42168.74	-0.0142	0.0356	-0.724	28.102	0.0434
94	10	3	10	00	00	-0.0162	69.9937	42166.91	0.0030	69.9585	42167.10	-0.0192	0.0352	-0.185	29.250	0.0452
94	10	3	12	00	00	-0.0065	69.9951	42164.54	0.0126	69.9604	42164.12	-0.0191	0.0347	0.416	29.330	0.0453
94	10	3	14	00	00	0.0049	69.9932	42162.09	0.0187	69.9570	42161.19	-0.0138	0.0361	0.901	28.363	0.0437
94	10	3	16	00	00	0.0150	69.9878	42161.07	0.0198	69.9507	42159.93	-0.0048	0.0371	1.140	27.799	0.0427
94	10	3	18	00	00	0.0211	69.9829	42161.93	0.0156	69.9438	42160.86	0.0055	0.0391	1.068	29.031	0.0446
94	10	3	20	00	00	0.0214	69.9805	42163.81	0.0071	69.9404	42163.11	0.0143	0.0400	0.702	31.502	0.0484
94	10	3	22	00	00	0.0159	69.9810	42165.42	-0.0033	69.9399	42165.27	0.0193	0.0410	0.148	33.318	0.0512
94	10	4	00	00	00	0.0062	69.9829	42166.16	-0.0128	69.9424	42166.60	0.0190	0.0405	-0.445	33.127	0.0510
94	10	4	02	00	00	-0.0052	69.9858	42166.32	-0.0189	69.9458	42167.25	0.0137	0.0400	-0.923	30.995	0.0478
94	10	4	04	00	00	-0.0151	69.9878	42166.57	-0.0198	69.9497	42167.73	0.0046	0.0381	-1.158	28.406	0.0439



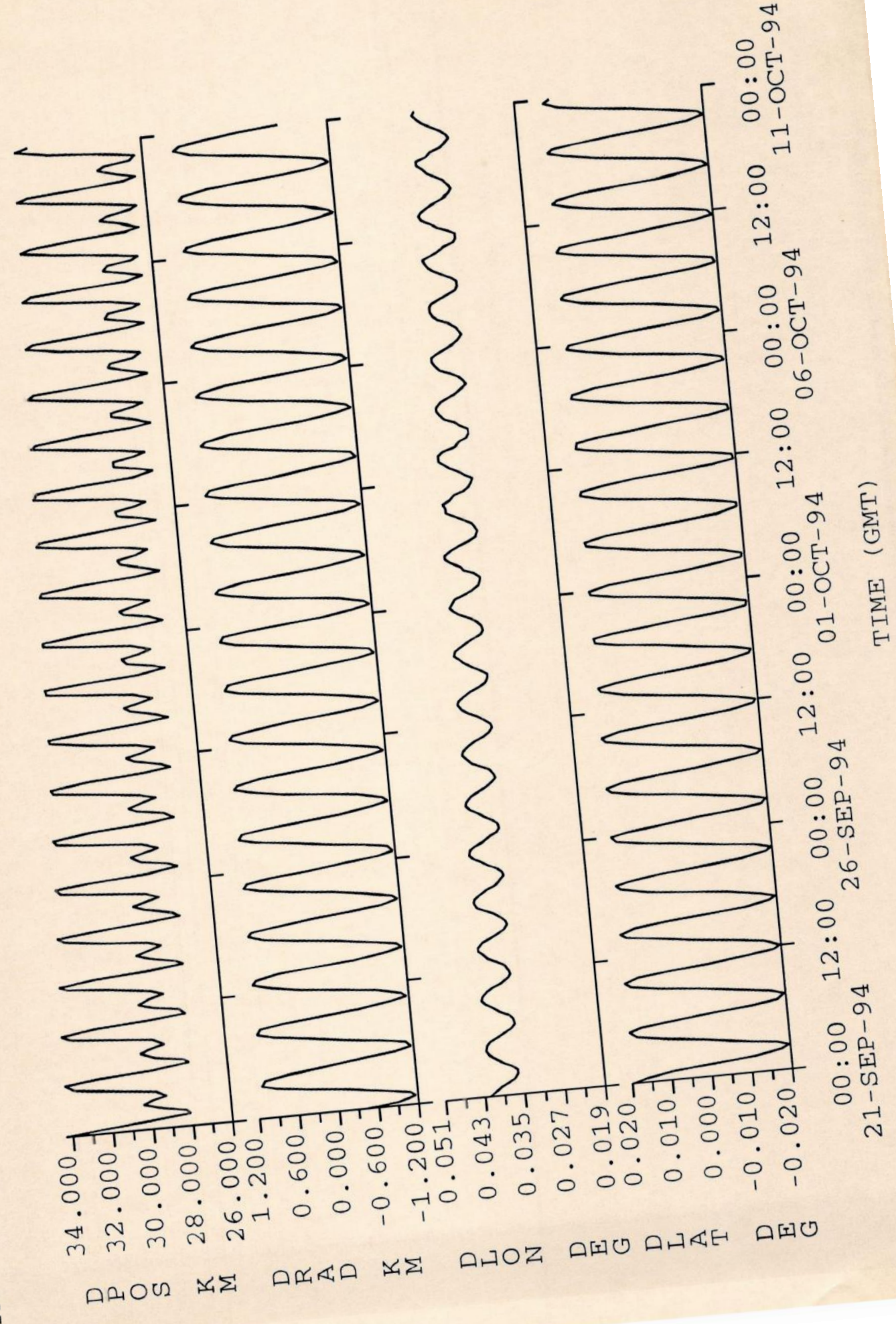
Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat(dg)	Lon(dg)	Rad(km)	LatC(dg)	LonC(dg)	RadC(km)	DLat(dg)	DLon(dg)	DRad(km)	DPos(km)	DLOS(dg)
94	10	4	06	00	00	-0.0209	69.9907	42167.14	-0.0153	69.9536	42168.23	-0.0056	0.0371	-1.089	27.313	0.0422
94	10	4	08	00	00	-0.0211	69.9946	42167.47	-0.0067	69.9390	42168.20	-0.0144	0.0356	-0.724	28.087	0.0434
94	10	4	10	00	00	-0.0155	69.9985	42166.74	0.0038	69.9639	42166.92	-0.0193	0.0347	-0.181	29.202	0.0451
94	10	4	12	00	00	-0.0057	70.0005	42164.73	0.0133	69.9658	42164.31	-0.0190	0.0347	0.413	29.216	0.0451
94	10	4	14	00	00	-0.0055	69.9990	42162.34	0.0191	69.9629	42161.44	-0.0136	0.0361	0.894	28.215	0.0435
94	10	4	16	00	00	0.0152	69.9937	42161.11	0.0197	69.9565	42159.97	-0.0045	0.0371	1.140	27.683	0.0426
94	10	4	18	00	00	0.0207	69.9883	42161.89	0.0149	69.9497	42160.82	-0.0058	0.0386	1.064	28.984	0.0445
94	10	4	20	00	00	0.0205	69.9858	42164.03	0.0059	69.9458	42163.32	0.0145	0.0400	0.702	31.477	0.0483
94	10	4	22	00	00	0.0147	69.9873	42166.06	-0.0047	69.9463	42165.91	0.0193	0.0410	0.156	33.262	0.0512
94	10	5	00	00	00	0.0049	69.9902	42166.99	-0.0140	69.9497	42167.44	0.0189	0.0405	-0.449	33.012	0.0509
94	10	5	02	00	00	-0.0061	69.9937	42166.93	-0.0195	69.9541	42167.85	0.0134	0.0396	-0.923	30.849	0.0476
94	10	5	04	00	00	-0.0154	69.9966	42166.63	-0.0197	69.9585	42167.79	0.0043	0.0381	-1.155	28.291	0.0437
94	10	5	06	00	00	-0.0204	69.9985	42166.66	-0.0144	69.9619	42167.75	-0.0060	0.0366	-1.089	27.263	0.0421
94	10	5	08	00	00	-0.0198	70.0010	42166.81	-0.0052	69.9663	42167.54	-0.0147	0.0347	-0.731	28.071	0.0434
94	10	5	10	00	00	-0.0138	70.0049	42166.34	0.0056	69.9702	42166.52	-0.0194	0.0347	-0.177	29.149	0.0450
94	10	5	12	00	00	-0.0041	70.0063	42164.76	0.0148	69.9717	42164.35	-0.0189	0.0347	0.413	29.096	0.0449
94	10	5	14	00	00	-0.0067	70.0049	42162.61	0.0201	69.9697	42161.71	-0.0133	0.0352	0.901	28.059	0.0432
94	10	5	16	00	00	0.0156	70.0010	42161.24	0.0197	69.9634	42160.11	-0.0041	0.0376	1.140	27.565	0.0444
94	10	5	18	00	00	0.0200	69.9956	42161.79	0.0139	69.9565	42160.73	0.0061	0.0391	1.064	28.931	0.0444
94	10	5	20	00	00	0.0188	69.9927	42164.00	0.0041	69.9526	42163.29	0.0148	0.0400	0.706	31.452	0.0483
94	10	5	22	00	00	0.0125	69.9937	42166.42	-0.0070	69.9531	42166.27	0.0194	0.0405	0.152	33.201	0.0511
94	10	6	00	00	00	0.0027	69.9980	42167.73	-0.0162	69.9575	42168.17	0.0188	0.0405	-0.442	32.891	0.0507
94	10	6	02	00	00	-0.0078	70.0024	42167.68	-0.0210	69.9629	42168.61	0.0132	0.0396	-0.930	30.695	0.0474
94	10	6	04	00	00	-0.0160	70.0063	42166.98	-0.0200	69.9683	42168.14	-0.0040	0.0381	-1.155	28.171	0.0435
94	10	6	06	00	00	-0.0197	70.0083	42166.44	-0.0134	69.9722	42167.52	-0.0063	0.0361	-1.086	27.212	0.0420
94	10	6	08	00	00	-0.0180	70.0103	42166.21	-0.0031	69.9751	42166.94	-0.0149	0.0352	-0.728	28.051	0.0433
94	10	6	10	00	00	-0.0113	70.0122	42165.79	0.0082	69.9780	42165.97	-0.0195	0.0342	-0.174	29.092	0.0449
94	10	6	12	00	00	-0.0014	70.0174	42164.61	0.0149	69.9790	42164.20	-0.0188	0.0347	0.413	29.992	0.0447
94	10	6	14	00	00	0.0088	70.0127	42162.84	0.0219	69.9771	42161.94	-0.0131	0.0356	0.894	27.899	0.0430
94	10	6	16	00	00	0.0165	70.0088	42161.49	0.0203	69.9717	42160.35	-0.0038	0.0371	1.140	27.443	0.0422
94	10	6	18	00	00	0.0195	70.0034	42161.75	0.0130	69.9648	42160.69	0.0065	0.0386	1.064	28.876	0.0443
94	10	6	20	00	00	0.0169	70.0000	42163.79	0.0019	69.9600	42163.08	0.0150	0.0400	0.706	31.421	0.0483
94	10	6	22	00	00	-0.0096	70.0005	42166.44	-0.0099	69.9604	42166.29	0.0195	0.0400	0.152	33.135	0.0510
94	10	7	00	00	00	-0.0005	70.0049	42168.19	-0.0192	69.9648	42168.64	0.0187	0.0400	-0.445	32.763	0.0505
94	10	7	02	00	00	-0.0104	70.0107	42168.41	-0.0233	69.9712	42169.34	0.0129	0.0396	-0.930	30.538	0.0471
94	10	7	04	00	00	-0.0173	70.0156	42167.55	-0.0210	69.9775	42168.71	0.0036	0.0381	-1.155	28.047	0.0433
94	10	7	06	00	00	-0.0195	70.0181	42166.52	-0.0218	69.9819	42167.61	-0.0066	0.0361	-1.089	27.156	0.0420
94	10	7	08	00	00	-0.0161	70.0200	42165.81	-0.0010	69.9849	42166.54	-0.0151	0.0352	-0.174	29.028	0.0448
94	10	7	10	00	00	-0.0082	70.0205	42164.24	0.0113	69.9863	42165.41	-0.0195	0.0347	0.416	28.842	0.0445
94	10	7	12	00	00	0.0020	70.0220	42164.32	0.0207	69.9873	42163.91	-0.0187	0.0347	0.152	27.735	0.0445
94	10	7	14	00	00	0.0117	70.0205	42162.97	0.0245	69.9854	42162.07	-0.0128	0.0352	-0.898	27.317	0.0420
94	10	7	16	00	00	0.0182	70.0171	42161.80	0.0217	69.9805	42160.67	-0.0035	0.0366	1.137	27.317	0.0420
94	10	7	18	00	00	0.0195	70.0127	42161.86	0.0127	69.9741	42160.79	-0.0068	0.0386	1.064	28.817	0.0442
94	10	7	20	00	00	0.0152	70.0088	42163.57	0.0000	69.9692	42162.86	0.0152	0.0396	0.713	31.386	0.0482
94	10	7	22	00	00	0.0065	70.0088	42166.21	-0.0130	69.9688	42166.06	0.0195	0.0400	0.156	33.064	0.0509
94	10	8	00	00	00	-0.0041	70.0127	42168.33	-0.0227	69.9727	42168.78	0.0186	0.0400	-0.445	32.634	0.0503
94	10	8	02	00	00	-0.0137	70.0195	42168.96	-0.0264	69.9800	42169.89	0.0127	0.0396	-0.927	30.374	0.0469
94	10	8	04	00	00	-0.0195	70.0249	42168.21	-0.0228	69.9873	42169.37	0.0033	0.0376	-1.158	27.918	0.0431
94	10	8	06	00	00	-0.0199	70.0288	42166.88	-0.0129	69.9922	42167.96	-0.0069	0.0366	-1.086	27.095	0.0419
94	10	8	08	00	00	-0.0146	70.0303	42165.68	0.0007	69.9956	42166.41	-0.0153	0.0347	-0.731	27.992	0.0432
94	10	8	10	00	00	-0.0052	70.0308	42164.79	0.0144	69.9966	42164.96	-0.0196	0.0342	-0.174	28.958	0.0447
94	10	8	12	00	00	0.0058	70.0303	42163.94	0.0244	69.9961	42163.52	-0.0186	0.0342	0.416	28.709	0.0443
94	10	8	14	00	00	0.0153	70.0293	42162.96	0.0279	69.9937	42162.06	-0.0125	0.0356	0.894	27.568	0.0425

Yr	Mo	Dy	Hr	Mn	Se	Lat (dg)	Lon (dg)	Rad (km)	LatC (dg)	LonC (dg)	RadC (km)	DLat (dg)	DLon (dg)	DRad (km)	DPos (km)	DLOS (dg)
94	10	8	16	00	00	0.0207	70.0264	42162.12	0.0238	69.9888	42160.98	-0.0031	0.0376	1.133	27.189	0.0418
94	10	8	18	00	00	0.0203	70.0220	42162.12	0.0132	69.9834	42161.05	0.0071	0.0386	1.064	28.756	0.0441
94	10	8	20	00	00	0.0141	70.0181	42163.49	-0.0013	69.9785	42162.78	0.0154	0.0396	0.706	31.345	0.0481
94	10	8	22	00	00	0.0037	70.0181	42165.91	-0.0159	69.9775	42165.75	0.0196	0.0405	0.152	32.988	0.0507
94	10	9	00	00	00	-0.0079	70.0215	42168.21	-0.0264	69.9814	42168.65	0.0185	0.0400	-0.438	32.499	0.0501
94	10	9	02	00	00	-0.0175	70.0273	42169.28	-0.0299	69.9888	42170.20	0.0124	0.0386	-0.919	30.207	0.0466
94	10	9	04	00	00	-0.0224	70.0342	42168.83	-0.0254	69.9966	42169.98	0.0030	0.0376	-1.155	27.786	0.0429
94	10	9	06	00	00	-0.0211	70.0391	42167.42	-0.0138	70.0034	42168.50	-0.0073	0.0356	-1.082	27.031	0.0418
94	10	9	08	00	00	-0.0139	70.0415	42165.83	0.0017	70.0068	42166.56	-0.0155	0.0347	-0.728	27.956	0.0432
94	10	9	10	00	00	-0.0027	70.0420	42164.53	0.0170	70.0078	42164.70	-0.0196	0.0342	-0.174	28.883	0.0446
94	10	9	12	00	00	0.0095	70.0405	42163.56	0.0279	70.0063	42163.14	-0.0184	0.0342	0.420	28.571	0.0441
94	10	9	14	00	00	0.0192	70.0391	42162.80	0.0315	70.0034	42161.91	-0.0123	0.0356	0.898	27.402	0.0422
94	10	9	16	00	00	0.0238	70.0361	42162.33	0.0266	69.9990	42161.20	-0.0028	0.0371	1.133	27.060	0.0416
94	10	9	18	00	00	0.0218	70.0317	42162.46	0.0144	69.9941	42161.39	0.0074	0.0376	1.068	28.692	0.0440
94	10	9	20	00	00	0.0137	70.0293	42163.59	-0.0019	69.9897	42162.88	0.0157	0.0396	0.706	31.302	0.0481
94	10	9	22	00	00	0.0016	70.0283	42165.68	-0.0181	69.9883	42165.52	0.0197	0.0400	0.156	32.907	0.0506
94	10	10	00	00	00	-0.0113	70.0317	42167.96	-0.0297	69.9912	42168.40	0.0184	0.0405	-0.442	32.362	0.0499
94	10	10	02	00	00	-0.0213	70.0371	42169.37	-0.0335	69.9985	42170.29	0.0121	0.0386	-0.923	30.042	0.0463
94	10	10	04	00	00	-0.0256	70.0444	42169.33	-0.0283	70.0068	42170.48	0.0026	0.0376	-1.158	27.652	0.0427
94	10	10	06	00	00	-0.0229	70.0498	42168.04	-0.0153	70.0142	42169.13	-0.0076	0.0356	-1.089	26.966	0.0417
94	10	10	08	00	00	-0.0139	70.0527	42166.21	0.0019	70.0186	42166.94	-0.0158	0.0342	-0.728	27.916	0.0431
94	10	10	10	00	00	-0.0008	70.0527	42164.48	0.0189	70.0195	42164.66	-0.0197	0.0332	-0.174	28.803	0.0445
94	10	10	12	00	00	0.0127	70.0522	42163.24	0.0310	70.0181	42162.80	-0.0183	0.0342	0.434	28.428	0.0439
94	10	10	14	00	00	0.0229	70.0488	42162.54	0.0349	70.0142	42161.54	-0.0120	0.0347	0.901	27.231	0.0419
94	10	10	16	00	00	0.0270	70.0459	42162.38	0.0295	70.0093	42161.24	-0.0024	0.0366	1.140	26.931	0.0414
94	10	10	18	00	00	0.0238	70.0425	42162.77	0.0161	70.0039	42161.70	0.0078	0.0386	1.064	28.626	0.0439
94	10	10	20	00	00	0.0140	70.0410	42163.82	-0.0019	70.0015	42163.12	0.0159	0.0396	0.706	31.256	0.0480
94	10	10	22	00	00	0.0001	70.0400	42165.60	-0.0196	69.9995	42165.45	0.0197	0.0405	0.152	32.824	0.0505
94	10	11	00	00	00	-0.0141	70.0425	42167.72	-0.0323	70.0024	42168.16	0.0182	0.0400	-0.442	32.223	0.0496

7-JUN-1994

Brasilsat B-1  
colocation

STA V10.4



## GLOSSÁRIO

Atitude - posicionamento do eixo de rotação do satélite em relação à Terra.

$J_{nm}$  - harmônico tesseral de ordem  $n$ .

Target - objetivo.

TART - uma triangulação entre duas estações terrestres e o satélite determina a posição do satélite.

T & C - uma antena com precisão de 0.01 grau em azimute e elevação, e de 4 metros em distância determina a posição do satélite.

## BIBLIOGRAFIA

- 1.] Curso de Extensão Universitária do IAG-USP; Departamento de Astronomia; Vol.1.
- 2.] Mello, S.F.; Trajetografia de Satélites Artificiais; 1976.
- 3.] Smart, W.M.; Celestial Mechanics; 1953.
- 4.] Anzel, B.M., et al; Orbital Dynamics for Synchronous Missions; Hughes Aircraft Company; 1982.
- 5.] Andrade, E.P., Bottino, M.M., Schulz, W.; Análise Comparativa de Técnicas de Determinação Orbital para Diferentes Períodos de Coleta de Dados; XX Sociedade Astronômica Brasileira; 1994.
- 6.] Eckstein, M.C., Rajasingh, C.K., Blumer, P.; Co-location Strategy and Collision Avoidance for the Geostationary Satellites at 19 Degrees West; CNES International Symposium on Space Dynamics; Toulouse, France; 1989.
- 7.] Andrade, E.P., Schulz, W.; Posicionamento dos BRASILSATs A2 e B1 para a Transição; Memorando Técnico DTS-33-004/94 - EMBRATEL; 1994.
- 8.] Andrade, E.P., Silva, R.P.; Excentricidade de Controle de Satélites Geoestacionários; Memorando Técnico SAT.32-005/87 - EMBRATEL; 1987.
- 9.] Anzel, B.M., et al; Synchronous Satellite Dynamics Analysis and Operations Software; Hughes Aircraft Company; 1990.
- 10.] Elliot, C.A.; Co-location; Hughes Satellite Owners/Operators Conference; 28-31 de julho de 1992.