

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

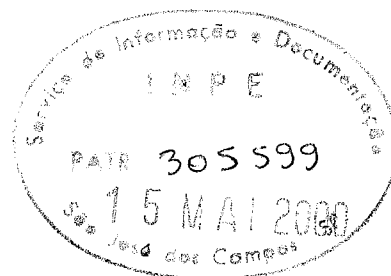
INPE-7514-TDI/727

**SIMULAÇÃO DIGITAL EM TEMPO REAL DE UM SISTEMA DE
CONTROLE DE ATITUDE MAGNÉTICO AUTÔNOMO DE UM
SATÉLITE**

Silvano Vargas Prudêncio

Dissertação de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e
Controle, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em
09 de outubro de 1997.

INPE
São José dos Campos
2000



INPE
Instituto de Informática e Documentação
DOAÇÃO
Silvano Vargas Prudêncio
em: 05/04/2000

629.7.062.2


PRUDÊNCIO, S. V.

Simulação digital em tempo real de um sistema de controle de atitude magnético autônomo de um satélite / S. V. Prudêncio – São José dos Campos: INPE, 1997. 167p. – (INPE-7514-TDI/727).

1. Operação em tempo real. 2. Sistemas digitais. 3. Simulação digital. 4. Projeto de sistemas de controle. 5. Controle de atitude de satélite. 6. Controle automático. I. Título.

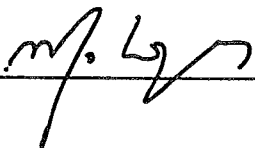
Aprovada pela Banca Examinadora em
cumprimento a requisito exigido para a
obtenção do Título de Mestre em Engenharia
e Tecnologia Espaciais

Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes



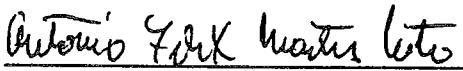
Presidente

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza



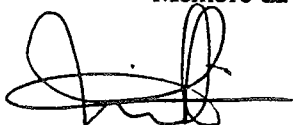
Orientador

Dr. Antonio Felix Martins Neto



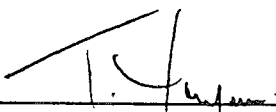
Membro da Banca

Dr. Paulo Giacomio Milani



Membro da Banca

Dr. Takashi Yoneyama



Membro da Banca
- Convidado-

Candidato: Silvano Vargas Prudêncio

São José dos Campos, 09 de outubro de 1997

*“Numerosas são as perspectivas
que se oferecem aos olhos daquele
que atingiu o cume da montanha.”*

Moisés

À Suely e à Débora

RESUMO

Este trabalho discute e faz o projeto e a simulação em tempo real de Sistemas de Controle de Atitude-SCA de satélites com controle de atitude magnético. Tem como aplicação o primeiro Satélite de Aplicações Científicas Brasileiro - SACI-1 que utilizará um controle de atitude autônomo e será estabilizado por rotação com controle ativo da velocidade de rotação e da sua precessão através de bobinas geradoras de torques magnéticos interagindo com o campo geomagnético. O trabalho: 1) utiliza ferramentas de desenvolvimento integrado de sistemas como MATRIX_x; 2) mostra e faz o desenvolvimento dos modelos matemáticos que compõem a dinâmica do sistema e o projeto e análise do controlador; e 3) explica e faz o processo de simulação em tempo real em malha fechada do sistema através da codificação do software em linguagem C.

REAL TIME DIGITAL SIMULATION OF AN AUTONOMOUS AND MAGNETIC ATTITUDE CONTROL SYSTEM OF A SATELLITE

ABSTRACT

This work discuss and does the project and the real time simulation of the Attitude Control Systems-ACS of satellites with geomagnetic attitude control. It has the first Brazilian Scientific Applications Satellite - SACI-1 as application, that will have an autonomous attitude control and will be spin-stabilized with active spin rate and precession control through magnetic torque coil interactions with the geomagnetic field. The work: 1) makes use of system integrated development tools such MATRIXx; 2) shows and builds the mathematical model development with the system dynamics and the controller project and analysis; and 3) shows and implements the system closed loop real time simulation process through language C software codification.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS	xvii
LISTA DE TABELAS	xxi
LISTA DE SÍMBOLOS	xxii

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO E MOTIVAÇÃO, OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA, E ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO..... 1

1.1 - Introdução e motivação	1
1.1.1 - Aplicação ao microsatélite científico brasileiro - SACI-1	1
1.2 - Objetivos e justificativa.....	2
1.3 - Organização do trabalho.....	3

CAPÍTULO 2 - REVISÃO DA LITERATURA SOBRE O DESENVOLVIMENTO DE SCAs7

2.1 - Abordagem geral no desenvolvimento de um SCA	7
2.2 - Revisão da literatura sobre a simulação de SCAs	8
2.3 - O processo de projeto de sistemas de controle	10

CAPÍTULO 3 - DESENVOLVIMENTO E SIMULAÇÃO DIGITAL EM TEMPO NÃO REAL DOS MODELOS DO SISTEMA 15

3.1 - Organização hierárquica do sistema	15
3.2 - Introdução ao controle de atitude	18
3.3 - Introdução à dinâmica de atitude.....	19
3.4 - Atuadores de atitude	21
3.4.1 - Torques perturbadores	23
3.5 - Dinâmica de atitude	24
3.5.1 - Dinâmica rotacional.....	24
3.5.2 - Dinâmica rotacional com amortecedor de nutação.....	26
3.5.3 - Cinemática de atitude	29
3.6 - Sensores de atitude	34
3.6.1 - Sensor solar analógico de dois eixos	35
3.6.1.1 - Modelo do sensor solar.....	38
3.6.2 - Magnetômetro de três eixos.....	42

3.6.2.1 - Modelo do magnetômetro.....	42
3.7 - Computador de bordo	43
3.7.1 - O projeto geral do computador.....	44

CAPÍTULO 4 - ANÁLISE E PROJETO DO CONTROLADOR 45

4.1 - Projeto do controlador	45
4.2 - Funções de transferências dos sensores.....	47
4.2.1 - Função de transferência dos sensores solares.....	47
4.2.1.1 - Limiar de presença do sol.....	48
4.2.1.2 - Orientação dos sensores solares e definição do ângulo de apontamento.....	49
4.2.1.3 - Modo de aquisição do sol.....	51
4.2.1.4 - Modo de apontamento	52
4.2.2 - Função de transferência do magnetômetro	55
4.3 - Algoritmos de determinação das velocidades	56
4.4 - Lógica de comutação dos modos de operação do satélite	58
4.4.1 - Lógica para o controle da direção do eixo de rotação	58
4.4.2 - Lógica para o controle de velocidade de rotação.....	60
4.5 - Algoritmos de controle de atitude - o controlador.....	61
4.5.1 - Controle da direção do eixo de rotação	62
4.5.1.1.- Torque efetivo	63
4.5.1.2 - Formulação da função de comutação	63
4.5.1.3 - Padrão de controle desejável	64
4.5.1.4 - Considerações para o satélite SACI-1	64
4.5.2 - Controle da velocidade de rotação.....	64
4.5.2.1 - Torque efetivo	65
4.5.2.2 - Formulação da função de comutação	65
4.5.2.3 - Padrão de controle	65
4.6 - Interferência das bobinas magnéticas no magnetômetro	66

CAPÍTULO 5 - AMBIENTE DE SIMULAÇÃO DIGITAL EM TEMPO REAL 69

5.1 - Natureza de um programa de aplicação em tempo real.....	70
5.2 - Considerações para a aplicação em tempo real	71
5.3 - Objetivos e primeiros requisitos dos testes do software de vôo	72
5.4 - Seqüência utilizada no desenvolvimento do sistema.....	73
5.4 - Metodologia utilizada nos testes do software do vôo.....	75
5.4.1 - Tipos de testes de <i>software</i>	76
5.4.2 - Simulação do <i>software</i> no computador hospedeiro.....	76
5.4.3 - Testes com o processador na malha	78
5.4.3.1 - Vantagens dos testes com o processador na malha	79
5.4.3.2 - Limitações dos testes com o processador na malha	79
5.4.4 - Testes com o <i>hardware</i> na malha.....	80

5.4.4.1 - Vantagens dos testes com o <i>hardware</i> na malha.....	80
5.4.4.2 - Limitações dos testes com o <i>hardware</i> na malha.....	81
<u>CAPÍTULO 6 - SIMULAÇÕES E RESULTADOS.....</u>	<u>83</u>
6.1 - Mecanização do sistema de controle	83
6.2 - Modelo simulado.....	83
6.3 - Definição das variáveis apresentadas nos resultados	84
6.4 - Resultados das simulações	86
<u>CAPÍTULO 7 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS</u> <u>FUTUROS.....</u>	<u>127</u>
<u>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</u>	<u>129</u>
<u>APÊNDICE A - SISTEMAS DE COORDENADAS.....</u>	<u>131</u>
<u>APÊNDICE B - PROPAGAÇÃO ORBITAL.....</u>	<u>135</u>
B.1 - Elementos keplerianos e suas variações	136
B.2 - Conversão dos elementos orbitais keplerianos para posição e velocidade	137
<u>APÊNDICE C - MODELO DO CAMPO GEOMAGNÉTICO.....</u>	<u>141</u>
C.1 - Modelo do dipolo magnético	141
<u>APÊNDICE D - MODELO DO SOL.....</u>	<u>145</u>
D.1 - Simulação da sombra da Terra	146
<u>APÊNDICE E - ALGORITMOS DE INTEGRAÇÃO.....</u>	<u>149</u>
E.1 - Algoritmos de integração abordados.....	149
E.1.1 - Método de Runge-Kutta de quarta ordem.....	150
E.1.2 - Método Kutta-Merson de passo fixo.....	150
<u>APÊNDICE F - O PROGRAMADOR DE APLICAÇÕES EM TEMPO REAL.....</u>	<u>153</u>

F.1 - Subsistemas154
F.2 - Fluxo de controle no programa de aplicação.....154

APÊNDICE G - REENTRÂNCIA E PREEMPÇÃO: O DESPACHADOR 157

APÊNDICE H - SEQÜÊNCIA DE OPERAÇÕES DO PROGRAMADOR 159

LISTA DE FIGURAS

Pág.

1.1 - Configuração do satélite SACI-1 em órbita com os painéis solares abertos e o eixo de rotação z apontado para o Sol.....	2
2.1 - Diagrama de blocos da simulação do <i>software</i> do SCA.....	9
2.2 - Um ambiente de projeto de sistema de controle auxiliado por computador..	12
2.3 - Fases de desenvolvimento do SCA do satélite	13
3.1 - Organização do sistema mostrando sua estrutura hierárquica.....	16
3.2 - Realização em diagrama de blocos do sistema em malha fechada.....	17
3.3 - Realização em diagrama de blocos referentes aos modelos do ambiente.	18
3.4 - Subsistema de Controle de Atitude-SCA magnético em malha fechada.....	19
3.5 - Realização em diagrama de blocos referente aos modelos do SCA.....	20
3.6 - Diagrama de blocos referente ao modelo dos atuadores.	22
3.7 - Representação da atuação das bobinas magnéticas.	23
3.8 - Realização em diagrama de blocos referente à dinâmica do satélite.....	25
3.9 - Realização em diagrama de blocos referente à dinâmica rotacional através das equações de Euler.....	26
3.10 - Realização em diagrama de blocos referente à dinâmica rotacional com a inclusão do amortecedor de nutação.....	30
3.11 - Desenpenho do amortecedor de nutação livre de torques externos.....	31
3.12 - Realização em diagrama de blocos da formação da matriz dos cossenos diretores A_{ij} a partir dos quaternions q_i	33
3.13 - Realização em diagrama de blocos referente à equação cinemática da atitude parametrizada por quaternions q_i	34
3.14 - Realização em diagrama de blocos referente às equações cinemáticas da atitude parametrizada pelos ângulos de Euler.	35
3.15 - Ângulos do vetor Sol nos eixos do sensor.....	37
3.16 - Localização do sensor solar analógico em relação ao satélite.....	38
3.17 - Realização em diagrama de blocos referente ao sensor solar analógico de dois eixos.	39
3.18 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do sensor solar analógico de dois eixos.....	42
3.19 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do sensor magnetômetro de três eixos.....	44
3.20 - Esquema geral do computador de bordo. ULA unidade lógica aritmética. UC unidade de controle. CES controle de entrada e saída. MEM memória. As três primeiras unidades são referidas como o processador PRO.....	45
4.1 - Realização em diagrama de blocos do controlador do sistema.	48
4.2 - Ângulos de referência do sensor solar analógico de dois eixos do SACI-1.....	50
4.3 - Soma dos sinais de saída analógicos V_1 , V_2 , V_3 e V_4	51

4.4 - Realização em diagrama de blocos referente a função de transferência do sensor solar.....	52
4.5 - Realização em diagrama de blocos referente ao processamento dos sinais dos sensores solares para o modo de aquisição do Sol.	53
4.6 - Realização em diagrama de blocos referente ao processamento dos sinais dos sensores solares para o modo de apontamento.....	56
4.7 - Realização em diagrama de blocos referente a função de transferência do magnetômetro.....	57
4.8 - Determinação das velocidades angulares a partir do vetor campo magnético..	58
4.9 - Realização em diagrama de blocos referente aos algoritmos de determinação das velocidades.....	60
4.10 - Cone angular definindo os domínios do ângulo de apontamento.....	61
4.11 - Realização em diagrama de blocos referente a lógica de controle da direção do eixo de rotação.....	61
4.12 - Realização em diagrama de blocos referente a lógica de controle de velocidade. ..	62
4.13 - Realização em diagrama de blocos alternativa referente a lógica de comutação para o controle da direção do eixo de rotação e para o controle da velocidade.	63
4.14 - Realização em diagrama de blocos referente as leis de controle.....	68
5.1 - Componentes do programa de aplicação em tempo real	73
5.2 - Arquitetura do Programador.....	74
5.3 - Seqüência utilizada no desenvolvimento do sistema.....	77
5.4 - Diagrama de blocos do sistema em malha fechada.	79
5.5 - Arquitetura para os testes com o processador na malha.....	81
5.6 - Realização em diagrama de blocos do sistema em malha aberta.	82
5.7 - Realização em diagrama de blocos do controlador do sistema.	83
5.8 - Arquitetura para os testes com o hardware na malha	84
6.1 - Vetor satélite Sol e suas componentes no referencial fixo ao satélite e ângulo de apontamento.	87
6.2 - Referencial fixo ao satélite, componentes do vetor momento angular e o ângulo de nutação.....	88
6.3 - Componentes do vetor velocidade angular real.....	93
6.4 - Delta dos ângulos de azimute e coelevação do satélite	94
6.5 - Posição e velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação.	95
6.6 - Componentes do vetor torque de controle.....	96
6.7 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.....	97
6.8 - Ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s e momento angular \vec{H} (ângulo de nutação); 2) eixo de rotação \vec{k}_s e velocidade angular $\vec{\omega}$; e 3) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H}	98
6.9 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de aquisição.	99
6.10 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de aquisição.	100
6.11 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de rotina.	101
6.12 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.....	102

6.13 - Componentes do campo magnético ao longo dos eixo do plano de rotação e componente transversa no referencial do satélite.....	103
6.14 - Componentes do vetor velocidade angular real.....	104
6.15 - Componentes do vetor velocidade angular determinado.....	105
6.16 - Delta dos ângulos de azimute e coelevação do satélite	106
6.17 - Posição e velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação. ..	107
6.18 - Componentes do vetor torque de controle.....	108
6.19 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.....	109
6.20 - Ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s e momento angular \vec{H} (ângulo de nutação); 2) eixo de rotação \vec{k}_s e velocidade angular $\vec{\omega}$; e 3) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H}	110
6.21 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de aquisição.	111
6.22 - Componentes do vetor velocidade angular determinado - fase de aquisição.	112
6.23 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de aquisição.	113
6.24 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de rotina.	114
6.25 - Componentes do vetor velocidade angular determinado - fase de rotina.	115
6.26 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.	116
6.27 - Componentes do vetor velocidade angular real.....	117
6.28 - Componentes do vetor torque de controle.....	118
6.29 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.....	119
6.30 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de aquisição.	120
6.31 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.....	121
6.32 - Componentes do vetor velocidade angular real.....	122
6.33 - Componentes do vetor torque de controle.....	123
6.34 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.....	124
6.35 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.....	125
6.36 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - primeira transição. ...	126
6.37 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - segunda transição.	127
6.38 - Sinais de controle para as bobinas magnéticas - segunda transição.	128
A.1 - Relação entre o sistema de coordenadas inercial e o sistema de coordenadas orbital.	138
A.2 - Relação entre o sistema de coordenadas fixo ao satélite e o sistema de coordenadas orbital.....	139
B.1 - Realização em diagrama de blocos referente a propagação analítica da órbita.	141
B.2 - Realização em diagrama de blocos referente a conversão de elementos Keplerianos para posição orbital.	145
C.1 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do dipolo geomagnético.	150
D.1 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do Sol.....	152
D.2 - Realização em diagrama de blocos referente a atualização do tempo, data Juliana e tempo sideral.....	153
D.3 - Realização em diagrama de blocos referente a um módulo de teste do modelo do Sol.....	153

D.4 - Realização em diagrama de blocos referente a rotina de simulação da sombra da Terra.	154
F.1 - Algoritmo de taxa-monotónica de programação.	159
F.2 - Fluxo de controle do programa de aplicação.	161
H.1 - Seqüência de operações do programador.	165

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
3.1 - Especificação das bobinas de torque	23
3.2 - Respostas das células solares para oito casos distintos	40
4.1 - Relação entre as fases da missão e os modos de operação do SCA	48
4.2 - Características do sensor solar analógico	56
6.1 - Elementos keplerianos no instante de injeção em órbita.....	86

LISTA DE SÍMBOLOS

\vec{E}	Vetor de erro entre o momento angular desejado o momento angular real
\vec{H}	Vetor momento angular real
\vec{H}_f	Vetor momento angular desejado
U, V	Magnitude do momento de dipolo
S	Função de comutação
Ω_f	Velocidade de rotação desejada

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO E MOTIVAÇÃO, OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA, E ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

1.1 - Introdução e Motivação

Satélites artificiais contemporâneos exercem normalmente controle de atitude e até de órbita através de sistemas digitais operando em tempo real, reservando-se os sistemas analógicos operando em tempo real para controle em situações anormais ou de emergência. Isto ocorrerá com os satélites e veículos planejados pelo INPE: Satélites de Sensoriamento Remoto - SSR1,2; "China-Brazil Earth Resources Satellites" - CBERS1,2; "Equatorial Communicator" - ECO1,...,8; Plataforma Suborbital - PSO; Microssatélite Científico Brasileiro - SACI-1; e motiva-nos a estudar tais sistemas.

Em especial, o projeto do Subsistema de Controle do SACI-1 representa um grande desafio dadas as características do controle de atitude a ser implementado. Trata-se de um controle de atitude magnético, autônomo em alguns modos, através de um computador de bordo digital (controle digital). Este tipo de controle não é novo para os principais países com domínio tecnológico nesta área, mas para o Brasil a experiência é nova e nossa experiência anterior não inclui por exemplo a simulação, implementação e validação de software de controle autônomo em computador de bordo digital. O SACI-1 será estabilizado por rotação com controle autônomo da velocidade de rotação e da sua precessão através de bobinas magnéticas interagindo com o campo geomagnético. Em adição, o microssatélite carregará um amortecedor de nutação para eliminar o ângulo de nutação e manter o eixo de rotação alinhado com o vetor momento angular do satélite. Apresentará ainda como sensores um magnetômetro de três eixos e um sensor solar analógico de dois eixos.

1.1.1 - Aplicação ao Microssatélite Científico Brasileiro - SACI-1

Este trabalho tem como aplicação o Microssatélite Científico Brasileiro SACI-1, o qual, de acordo com Fonseca (1995), terá aproximadamente 60 kg de massa e tem lançamento previsto para o segundo semestre de 1998 como "piggyback" junto com o satélite sinobrasileiro, CBERS. Sua órbita será quase circular ($e \cong 0.0015474$) e polar ($i \cong 98.5081^\circ$), a 741.464 km de altitude. O satélite será estabilizado por rotação em torno do seu eixo de maior momento de inércia, com controle de precessão e de velocidade de rotação. Em sua configuração em órbita na fase normal de operação os painéis solares do satélite deverão ser mantidos apontados para o Sol com uma precisão de $\pm 2^\circ$. A Figura 1.1 mostra o satélite em órbita com os painéis solares abertos. O controle de atitude será implementado através de torques obtidos a partir da interação dos momentos magnéticos de bobinas (atuadores) no veículo com o campo magnético terrestre. Serão usados dois sensores: um magnetômetro de três eixos para detectar o campo magnético terrestre e um sensor solar analógico em dois eixos para detectar o

Sol. O controle de atitude será autônomo pelo menos nos modos de controle de precessão e de velocidade de rotação. O Subsistema de Controle de Atitude-SCA terá os seguintes modos de operação e funções:

1. *Spin Up*: para imprimir velocidade de rotação ao satélite visando estabilizá-lo por rotação em torno do eixo de maior momento de inércia (eixo longitudinal, normal ao plano dos painéis solares abertos);
2. *Aquisição do Sol*: visando apontar o eixo de rotação (painéis solares) para o Sol a partir de uma atitude qualquer após a separação satélite-último estágio do lançador e abertura dos painéis solares;
3. *Controle de Precessão*: para manter o apontamento para o Sol com uma precisão em torno de $\pm 2^\circ$;
4. *Controle da Velocidade de Rotação*: para manter a velocidade de rotação em torno da velocidade nominal (6 rpm) e garantir a rigidez giroscópica associada à estabilização por rotação.

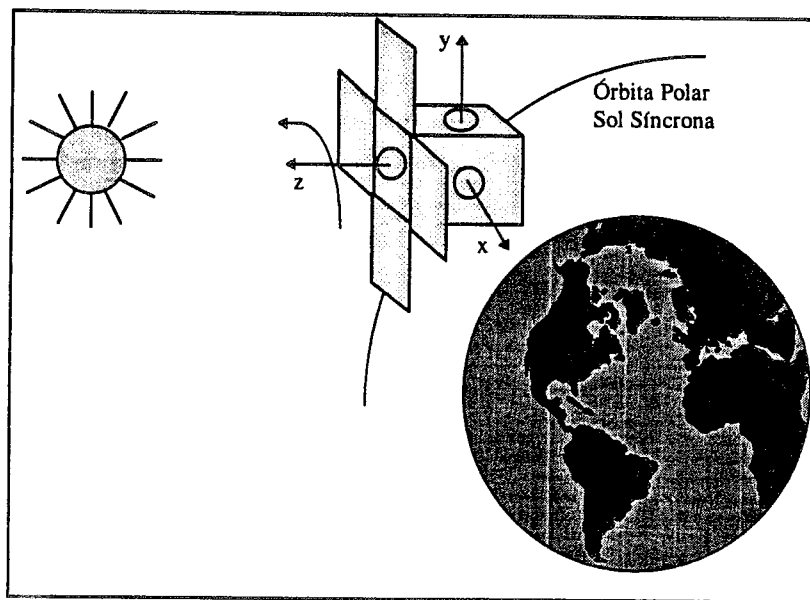


Fig. 1.1 - Configuração do satélite SACI-1 em órbita com os painéis solares abertos e o eixo de rotação z apontado para o Sol.

1.2 - Objetivos e Justificativa

Neste trabalho, o objetivo geral é realizar o projeto e sobretudo a *simulação em tempo real* do SCA *autônomo* de satélites artificiais com *controle de atitude magnético*, em especial voltado para o mais recente projeto em desenvolvimento no INPE, o projeto SACI-1, utilizando para isto, ambientes de análise, projeto e simulação tais como:

MATRIX_x em estação de trabalho HP 9000/750.

Em termos específicos pretende-se:

1. abordar os diferentes modos de operação, leis de controle, componentes, simulações, etc. que podem ser usados em um SCA autônomo de satélites artificiais, em especial os com controle de atitude magnético, tais como o SACI-1.
2. verificar qual a melhor seqüência de modos de operação e as leis de controle a ser utilizada em cada um deles e suas características.
3. projetar e simular tais modos e leis de controle com os *Modelos do Satélite* (sensores, atuadores, dinâmica da planta) em tempo não real, utilizando a ferramenta:

MATRIX_x /SystemBuild em estação de trabalho HP 9000/750

4. realizar a análise, avaliação, projeto e simulação das leis de controle (controlador) em tempo não real para os diversos modos de operação do satélite, utilizando a ferramenta:

MATRIX_x/SystemBuild ou Xmath em estação de trabalho HP 9000/750

5. Codificação do *Programa de Aplicação (software)* do SCA ou dos seus componentes (na forma de processos independentes), utilizando as ferramentas:

MATRIX_x/AutoCode, e ainda,

Compiladores C

6. projetar e sobretudo realizar a *simulação em tempo real* do SCA completo em malha fechada ou de seus componentes (na forma de processos independentes), enfatizando o projeto do controlador.
7. e também, através do Programa de Aplicação de simulação em tempo real, verificar o processo de implementação (simulação estática com o hardware na malha) e testes do controlador, através da prototipação do sistema com o *hardware* na malha em tempo real.

Esta pesquisa tem aplicação imediata nos satélites planejados pelo INPE, em especial no programa SACI, pois não existem no Brasil até o presente momento satélites artificiais com tais características, em especial, controle a bordo em tempo real e autônomo em alguns modos de operação.

1.3 - Organização do Trabalho

Este trabalho está assim organizado:

O Capítulo 1 apresenta a Introdução, a Motivação, os Objetivos e Justificativa e a forma como este trabalho esta organizado.

O Capítulo 2 apresenta a Revisão da Literatura relacionada com os tópicos abordados neste trabalho.

O Capítulo 3 apresenta uma introdução à dinâmica e ao controle de atitude, apresenta o desenvolvimento dos modelos matemáticos dos Modelos do Satélite (incluindo sua dinâmica, seus sensores e seus atuadores), dos Modelos do Ambiente (incluindo os modelos do Sol, do campo magnético e da propagação orbital) e apresenta ainda uma introdução ao computador de bordo. E apresenta os modelos matemáticos através de uma realização gráfica a nível de diagramas de blocos.

O Capítulo 4 apresenta os algoritmos de determinação das velocidades e controle de atitude que serão executados no computador de bordo. Apresenta uma forma de determinar as velocidades do satélite a partir das medidas do magnetômetro, as leis para o controle da direção do eixo de rotação e para o controle da velocidade de rotação, as funções de transferência do magnetômetro e do sensor solar (funções que convertem os sinais elétricos em valores de ângulos utilizáveis nos algoritmos de determinação de velocidade e controle de atitude). E apresenta, ainda, a lógica de comutação utilizada nos diversos modos de operação do satélite.

O Capítulo 5 apresenta um ambiente de simulação em tempo real utilizado para realização de testes do controlador de SCA de satélites. Mostra a natureza de um programa de aplicação em tempo real incluindo componentes como o gerenciador/programador da aplicação, os subsistemas programados, o despachador destes subsistemas, rotinas de entrada/saída e funções de segundo plano. Apresenta os vários tipos de simulações utilizados para testar e validar o controlador do sistema (código de voo). Mostra as características de uma simulação realizada no computador hospedeiro e apresenta uma arquitetura para a simulação e testes em tempo real com o processador na malha e uma arquitetura para a simulação e testes com o *hardware* na malha e apresenta, ainda, suas vantagens e limitações. Apresenta os passos necessários utilizados na interface do programa de aplicação em tempo real com o processador destino.

O Capítulo 6 apresenta as simulações e os resultados obtidos para o controle de atitude referentes aos modelos do satélite SACI-1. Mostra os gráficos da atitude do satélite (incluindo seus ângulos de orientação, as componentes do vetor velocidade de rotação e a posição e velocidade do fluido dentro do anel do amortecedor de nutação). E mostra, ainda, os ângulos de apontamento, de nutação e os ângulos entre os vetores velocidade de rotação e momento angular e entre os vetores velocidade de rotação e eixo de rotação bem como seus modelos matemáticos.

O Capítulo 7 apresenta a conclusão e recomendações para o prosseguimento deste trabalho.

O Anexo A apresenta os sistemas de coordenadas utilizados no desenvolvimento do sistema.

O Anexo B apresenta a propagação orbital.

O Anexo C apresenta o modelo de campo geomagnético incluindo o modelo do dipolo magnético utilizado na simulação do sistema.

O Anexo D apresenta o modelo do Sol utilizado na simulação do sistema.

O Anexo E apresenta os algoritmos de integração de passo fixo utilizados para a simulação em tempo real.

O Anexo F apresenta em mais detalhes o gerenciador/programador de aplicações em tempo real mostrando o fluxo de controle do programa de aplicação. Apresenta ainda os diversos tipos e propriedades dos subsistemas/tarefas programados e o processo de interrupção destes.

O Anexo G apresenta a reentrância e a preempção inerentes ao despachador dos subsistemas da aplicação em tempo real.

O Anexo H apresenta a seqüência de operação do gerenciador/programador.

CAPÍTULO 2

REVISÃO DA LITERATURA SOBRE O DESENVOLVIMENTO DE SCAs

2.1 - Abordagem Geral no Desenvolvimento de um SCA

Em geral, o desenvolvimento de um SCA inicia-se com o estabelecimento: 1) dos requisitos e fases da missão; e 2) dos modos de operação do SCA para atender àqueles.

Souza (1981) detalha quais requisitos da missão devem ser levados em consideração no projeto de um Subsistema de Controle de Atitude-SCA de um satélite e também detalha os modos de operação que um SCAO genérico possui.

Carrara *et al.* (1992) detalha as fases da missão e os modos de operação da missão MECB/SSR.

Já Fonseca (1995) descreve as fases da missão e os modos de operação para o satélite SACI-1.

A seguir, o desenvolvimento prossegue com o estabelecimento dos modelos do satélite (incluindo sua dinâmica, seus sensores e seus atuadores).

Em Wertz (1978), podemos encontrar a formulação do modelamento matemático da dinâmica de atitude de um satélite, bem como a sua cinemática de atitude. O modelamento dos atuadores (tais como: bobinas magnéticas, jato de gás) e sensores (tais como: magnetômetros, sensor solar, de horizonte, de estrela) mais utilizados também são detalhados, assim como os esquemas físicos são mostrados.

Dias (1995) realiza o projeto do sensor solar analógico de dois eixos utilizado no SACI-1 e detalha, ainda, seus modelos e funcionamento, assim como suas características físicas, mecânicas e elétricas e a forma e equipamentos utilizados para testes e validação do sensor solar.

Os algoritmos de determinação e controle de atitude formam o controlador do sistema cuja validação é o objetivo final das diversas formas de simulações.

Shigehara (1972) realiza o projeto e a análise de uma lei de controle geral para a estabilização magnética da atitude de um satélite. Propõe uma lei, chamada função de comutação, derivada da condição de estabilidade assintótica. O uso desta lei permite selecionar um padrão de momento de dipolo a bordo satisfazendo um critério para alcançar um torque efetivo máximo e um torque transversal mínimo em todo instante de ativação. Realiza a análise e formulação para um caso simplificado e então estende para um caso geral incluindo o dipolo geomagnético inclinado e a órbita elíptica. O ponto de comutação derivado no qual a polaridade do dipolo é revertida é

achado com sendo diferente daquele apresentado pelo método da média. Esta diferença faz o eixo de rotação alcançar a direção desejada mais rápido. Um padrão de pulso estreito ativado equidistante entre os pontos de comutação é aconselhável, em uma aplicação prática, desde que uma utilização efetiva considerável do torque aplicado seja feita possível. Para o controle da velocidade de rotação, uma operação ao redor de pontos selecionados na órbita é desejável, satisfazendo o critério acima.

Segundo Shigehara (1972), ainda, uma abordagem geral razoável é tomada pela aplicação de uma função de comutação de tal maneira que o controle é possível sob qualquer condição inicial e desejada; e sob qualquer condição orbital. Pela análise da função de comutação é investigada uma lei geral tanto para o controle da orientação do eixo de rotação como para o controle da velocidade de rotação, incluindo fatores como o movimento instantâneo do satélite, o dipolo geomagnético inclinado e a excentricidade orbital. Além do mais, um projeto ótimo é procurado para obter um padrão de controle para maximizar o torque efetivo, bem como minimizar o torque transversal.

A lei de controle proposta por Shigehara (1972) é derivada da condição de estabilidade assintótica, chamada "função de comutação", a qual realiza um torque de controle efetivo máximo e um torque transversal mínimo, agindo como um controle "bang-bang", permitindo tanto o controle da direção do eixo de rotação como o controle de velocidade de rotação. Esta lei de controle visa reduzir o erro de momento angular que consiste da diferença do momento angular final/desejado e do momento angular real do satélite.

Carrara *et al.* (1994), Ferreira *et al.* (1989) apresentam uma variação desta lei de controle no projeto do SCA do SCD2.

2.2 - Revisão da Literatura sobre a Simulação de SCAs

A simulação (digital) somente em *software* em tempo real do SCA é fundamental no desenvolvimento de SCAs de satélites artificiais, pois a dificuldade de modelamento matemático e a complexidade de tais sistemas faz da simulação em tempo real o principal meio de avaliar o cumprimento dos requisitos de projeto.

Devido à natureza discreta da simulação digital em tempo real o computador deve ser capaz de executar o ciclo em malha fechada do SCA em um único período de discretização do sistema simulado.

Hanselmann (1987) realiza uma extensa revisão bibliográfica sobre a implementação de controladores digitais e aborda as soluções para os principais problemas, entre eles: a) a quantização de sinais e de coeficientes, particularmente no caso da aritmética de ponto fixo; b) computação serial em um processador; c) o aspecto da velocidade computacional em aplicações críticas; e d) a falta de suporte de programação no caso onde as linguagens de programação de alto nível não são adequadas.

Uma relação dos diversos graus de realismo em que a simulação de um SCA pode ser testado desde uma simulação em tempo não real, passando por uma simulação

em tempo real sendo executada em um único ambiente de desenvolvimento ou com o *hardware* na malha até um grau de realismo em que são utilizados simuladores dinâmicos para estimular fisicamente os sensores reais do SCA é apresentada por Milani (1993), onde é mostrada também a implementação da arquitetura de simulação e teste utilizada no Laboratório de Simulação do INPE.

Milani (1993) divide a simulação em diversos graus de realismo para a realização de testes de um SCA conforme descrito a seguir:

1. *Simulação somente em software em tempo não real*: esta abordagem é a mais utilizada e simples, onde todo o SCA é codificado em software (ver Figura 2.1) e é executado em um computador sem nenhuma interface com hardware externo.
2. *Simulação somente em software em tempo real*: onde o *software* é executado tão rápido quanto o sistema real, produzindo resultados na mesma velocidade. Isto impõe restrições às leis de controle no controlador e principalmente restrições no integrador para a dinâmica do satélite.
3. *Simulação estática em tempo real com o hardware na malha*: onde a lei de controle da Figura 2.1 é “tirada para fora” do computador e implementada em *hardware*. Isto requer o desenvolvimento de interfaces especiais com o resto do sistema.
4. *Simulação dinâmica em tempo real com o hardware na malha*: neste grau de realismo de simulação, simuladores dinâmicos são usados para mover (ou estimular) fisicamente os sensores reais usados no SCA. Como exemplo poderíamos ter um simulador solar estimulando o sensor solar analógico do sistema. Os atuadores também podem ser substituídos pelos seus respectivos *hardwares*, porém isto normalmente não é realizado, por razões práticas.

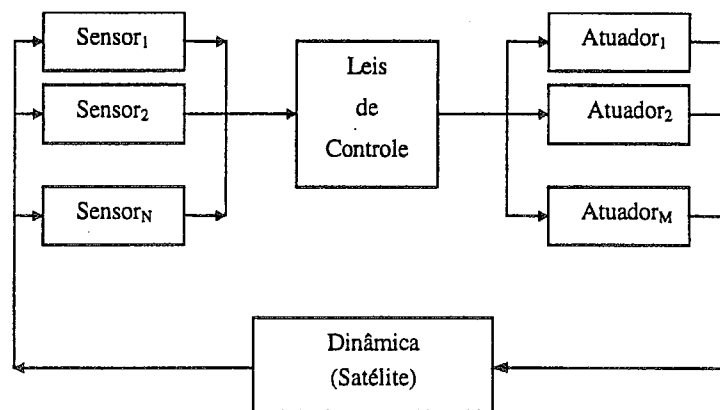


Fig. 2.1 - Diagrama de blocos da simulação do *software* do SCA.

FONTE: Milani (1993), p. 1023.

Nunes (1990) realiza a implementação de um simulador para um SCAO onde cada módulo do sistema foi mapeado como um processo independente no computador

(um VAX 780) e utiliza recursos do sistema como mecanismo de comunicação entre os processos. Em cada processo um programa diferente é executado mesmo se escrito em linguagens de programação diferentes. Neste sistema as “*mailboxes*” são usadas para a comunicação e um programa monitor foi usado para controlá-las. O VMS, o sistema operacional da família de computadores VAX provê estas ferramentas as quais foram acessadas por módulos escritos em FORTRAN. Nunes (1990), também, resalta que a modularidade do *software* possibilita a alguém programá-los e testá-los individualmente; e que eles podem ser escritos em FORTRAN por especialistas em controle, os quais não necessitam estar familiarizados com as sofisticadas técnicas de programação em tempo real.

2.3 - O Processo de Projeto de Sistemas de Controle

De acordo com Barker *et al.* (1993), na criação de um sistema de controle, o engenheiro de controle deve construir modelos para o sistema dinâmico a ser controlado, analisar seus comportamentos, projetar a estratégia de controle apropriada, e avaliar o desempenho de todo sistema. Eventualmente, o projeto será implementado usando dispositivos apropriados, *hardware* de computador, e *software*. Embora não haja uma única estratégia de projeto que seja universalmente aplicável a todo sistema de controle ou aceitável por todo projetista de sistemas de controle, a maioria dos projetistas adota um procedimento de projeto sistemático. Este procedimento contém um número de atividades de projeto e várias realimentações necessárias porque os resultados e os produtos de uma atividade de projeto podem causar uma ou mais ações prévias a serem revisadas. Na prática, existem realimentações em torno de todas as atividades e de todos os passos detalhados dentro de cada atividade. Sem estas realimentações, o procedimento de projeto seria incompleto e não realizável. A eficiência com que o projeto prossegue deve-se grandemente à disponibilidade de ferramentas que tragam velocidade e facilidade de uso para cada atividade de projeto.

O desenvolvimento de projeto de sistemas de controle auxiliado por computador-CACSD já tem provido uma abrangência de ferramentas de *software* para análise numérica e simulação de sistemas de controle linear ou não linear contínuo e/ou discreto. A tecnologia moderna garante que ferramentas mais avançadas sejam usadas no procedimento de projeto, incluindo ferramentas para:

- A entrada gráfica e simbólica na representação de sistemas, a qual capacita modelos de sistema de controle mais gerais a serem construídos e modificados graficamente.
- A manipulação de modelos de sistemas hierárquicos, a qual permite grandes sistemas serem facilmente estruturados em subsistemas.
- A transformação entre modelos na forma gráfica, modelos numéricos, e modelos de computador, a qual reduz o envolvimento humano, desnecessário e tedioso em atividades propensas a erros tais como a transformação dos modelos e a sua programação.

- Computação simbólica, a qual apresenta propriedades simbólicas de um sistema de controle, habilitando métodos analíticos mais gerais e, possivelmente, novos a serem desenvolvidos.
- Apresentação realística dos resultados das simulações, a qual poderia ser mostrada usando gráficos tridimensionais avançados e animação por computador.
- Implementação automática de controladores baseado em microprocessadores, a qual auspiciosamente permite reduzir substancialmente as atividades consumidoras de tempo tais como programações de controladores em linguagens de baixo nível.
- Aquisição de conhecimento, ou sistemas especialistas, os quais provêm novos projetistas com experiência em projetos e informação nos métodos existentes, e os quais também ajudam projetistas experientes a atacar problemas de controle multidisciplinares e mais complicados.

É, entretanto, necessário criar um ambiente, tal como mostra a Figura 2.2, dentro do qual ferramentas para CACSD podem ser integradas. Um componente chave de tal ambiente é uma interface gráfica de usuário de propósitos gerais sofisticada, a qual serve todas as partes de um ambiente, e através da qual o usuário é capaz de conduzir a maioria, se não todas, as atividades de projeto acessando uma variedade de ferramentas de CACSD.

Um exemplo de ambiente constituído por um conjunto de ferramentas integradas para CACSD é o da linha de produtos MATRIX_x, o qual auxilia engenheiros no projeto, simulação e implementação de sistemas de controle para uma grande faixa de aplicações aeroespaciais, automotiva, periféricos de computador e industrial, melhorando o projeto e acelerando o desenvolvimento de produtos usando lógica de controle em tempo real.

Gupta *et al.* (1993) descreve o ambiente de desenvolvimento de sistemas de controle MATRIX_x constituídos pelos seguintes módulos e funções:

Xmath: Escrito em C++ e completamente orientado a objeto, Xmath provê uma linguagem de alto nível de quarta geração para análises matemáticas e computações de engenharia. Ele permite projetos de sistemas de controle e prototipação de novos algoritmos rapidamente. Xmath representa a próxima geração de tecnologias do tipo MATLAB para análise e projeto de *software* de sistemas de controle.

SystemBuild: SystemBuild é um pacote de *software* de modelamento e simulação gráfica para construção de diagramas de blocos. SystemBuild auxilia um engenheiro a descrever um sistema graficamente e avaliar seu comportamento por simulação. Tanto sistemas lineares como não lineares em multi-taxa podem ser descritos. Simulações prematuras podem ser usadas para comparar projetos concorrentes, ajudam na seleção entre as opções disponíveis, e identificam erros

Finalmente, um próximo passo é a implementação e testes do protótipo do sistema com o *hardware* na malha.

Outras soluções mais complexas podem ser realizadas na simulação em tempo real, utilizando o ambiente MATRIX_x. Conforme o nível de complexidade e requisitos exigidos, os diversos componentes do SCA (sensores, atuadores, dinâmica, controlador) podem ser executados como processos independentes em um sistema distribuído, devendo para isto haver suporte a multiprocessamento; ou podem ser distribuídos entre várias máquinas em uma rede local. O código deve ser segmentado para que cada processo seja simulado em separado. Em adição, deve ser realizado um controle de comunicação entre os processos que pode ou não requisitar acesso ao núcleo do sistema operacional da máquina, o que é uma característica indesejável.

Para uma abordagem satisfatória para o projeto do SCA uma série de interações rápidas no projeto são necessárias. Logo, os modelos do sistema são desenvolvidos de tal forma a permitir modificações fáceis em qualquer ponto do processo de projeto, e também permitir a avaliação do projeto através de simulações. E ainda, através de testes de desempenho do protótipo com o *hardware* na malha, melhoramentos contínuos no projeto das leis de controle podem ser obtidos.

Nesta fase os componentes do SCA podem ser implementados diretamente em *hardware*. O controlador (leis de controle) simulado em tempo real na fase anterior é implementado em *hardware* e através das análises dos testes o controlador pode ser modificado para atender os requisitos de tempo e quantização do computador digital. Dados empíricos em tempo real podem ser coletados dos testes e então analisados. As características e o processo de implementação em *Hardware* do SCA tendo como aplicação o microssatélite SACI-1 são apresentados por Barbosa (1997).

Tubb e McEwen (1994) utilizam o ambiente integrado MATRIX_x no desenvolvimento do SCA dos satélites da missão MSTI, os quais foram os primeiros a utilizarem um gerador automático de código para SCAs.

Prudêncio e Souza (1997) mostram resultados obtidos para o SCA do satélite SACI-1 através do uso do ambiente MATRIX_x.

CAPÍTULO 3

DESENVOLVIMENTO E SIMULAÇÃO DIGITAL EM TEMPO NÃO REAL DOS MODELOS DO SISTEMA

Para a realização das simulações desenvolveremos preliminarmente os *Modelos do Sistema* na forma de “diagramas de blocos”, utilizando para isto o módulo SystemBuild do ambiente MATRIX_x, de forma a propiciar um alto grau de abstração no desenvolvimento do SCA. A programação do código referente aos modelos do sistema será abordada posteriormente utilizando para isto um gerador automático de código, o qual traduz os modelos do sistema diretamente em código fonte. Os modelos do sistema são agrupados em uma forma hierárquica representando os seus diversos componentes de uma forma organizada. Os blocos que compõem o sistema e que envolvem alguma dinâmica são tratados tanto na forma contínua (sistemas contínuos na forma de transformadas de Laplace) como na forma discreta (sistemas discretos na forma de transformadas z) formando desta maneira um sistema híbrido com módulos que se comunicam entre si.

Através da realização de simulações em tempo não real destes modelos, os comportamentos dos modelos do sistema são analisados por meio da geração de gráficos de resposta no tempo e na frequência do sistema.

A parametrização do sistema com dados característicos de satélites com controle de atitude magnético (por exemplo: o satélite SACI-1) é alcançada, ao longo do desenvolvimento e avaliação dos modelos do sistema. E ainda, refinamentos destes; melhorias nas simulações e nos resultados são obtidos ao longo do processo de projeto, tornando a modelagem do sistema um processo iterativo.

3.1 - Organização Hierárquica do Sistema

O sistema desenvolvido está organizado em blocos hierárquicos cuja estrutura (ilustrada na Figura 3.1) é composta de três partes principais:

1. Modelos do Ambiente
2. Modelos do SCA
3. Resultados das Simulações

Neste capítulo apresentaremos os *Modelos do Sistema* (constituídos pelos modelos do Ambiente/SCA). Os *Modelos do Controlador* (parte dos Modelos do SCA) estão realçados na Figura 3.1 e serão tratados no próximo capítulo. Os resultados das simulações e suas equações matemáticas serão tratados no Capítulo 6.

Esta organização propicia a realização da simulação completa em malha fechada do SCA.

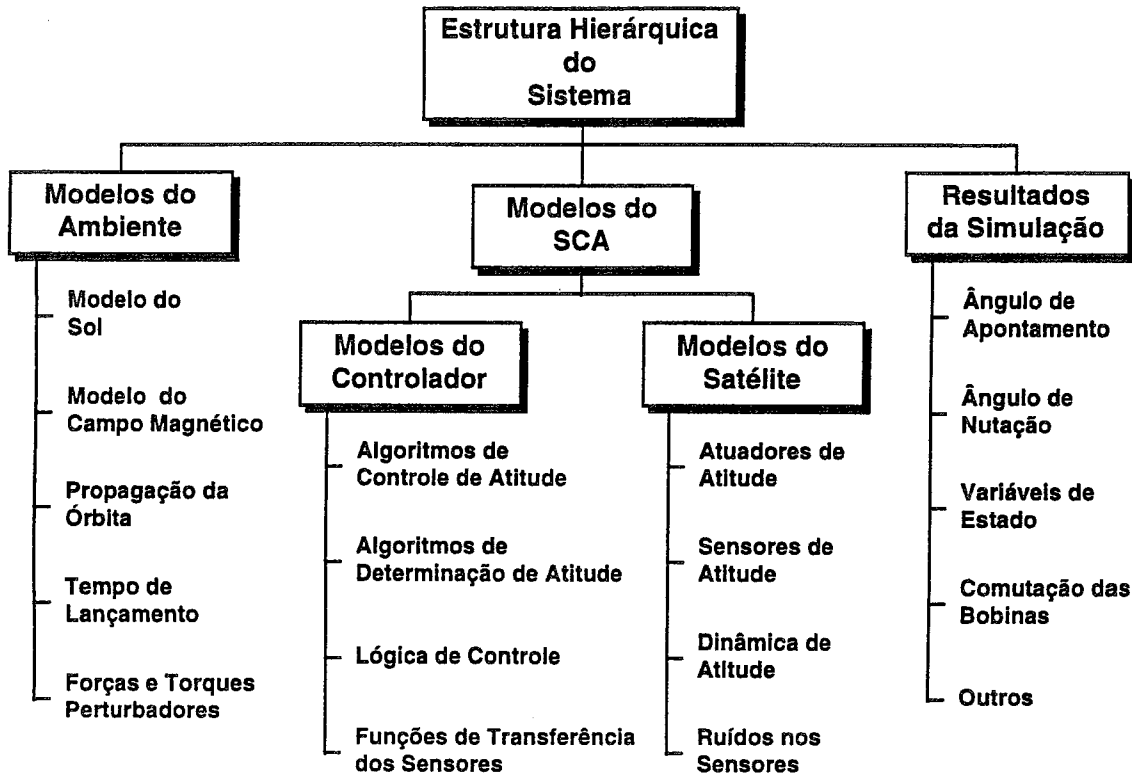


Fig. 3.1- Organização do sistema mostrando sua estrutura hierárquica.

A Figura 3.2 apresenta uma realização em diagrama de blocos do sistema em malha fechada, feita no SystemBuild (Integrated Systems Inc., 1994a), a partir da qual as simulações são realizadas e também o código fonte é gerado (referir-se ao Capítulo 5). Neste diagrama podemos ver os três blocos hierárquicos discutidos acima, cuja hierarquia (blocos funcionais) será detalhada ao longo do texto em paralelo com o desenvolvimento teórico.

Três sistemas de coordenadas principais (referir-se ao Apêndice A) são utilizados no desenvolvimento do sistema. O primeiro é o sistema de coordenadas geocêntrico inercial Φ_I (definido com o vetor unitário k_I ao longo do eixo polar e i_I ao longo da linha vernal) utilizado no desenvolvimento dos modelos do ambiente como um meio de se obter os vetores de referência tais como o vetor do campo magnético, o vetor posição do satélite e o vetor de posição do Sol. O segundo é o sistema de coordenadas orbital Φ_o fixo com respeito à órbita, estando k_o ao longo da linha normal ao plano da órbita e i_o ao longo do nodo ascendente da órbita. O terceiro é o sistema de coordenadas do satélite Φ_s fixo com relação ao corpo do satélite, com k_s na direção do eixo de rotação. Os ângulos de Euler ψ , θ e ϕ determinam a atitude do satélite com respeito ao plano orbital. Na Figura 3.2 a realimentação da matriz de atitude- A , definida na seção 3.5.3, é utilizada na transformação de coordenadas do referencial orbital para o referencial do satélite dos vetores: Sol, campo magnético e posição orbital, utilizados como referência para os sensores nos Modelos do SCA.

AC-100: AC-100 para a prototipação rápida de sistemas é usado para testar a lógica de controle em tempo real desenvolvida pelos outros produtos da família. AC-100 pode ser usado para avaliar o desempenho do *software* em tempo real em conjunto com os componentes eletrônicos e mecânicos de um sistema.

pSOS+: pSOS+ acelera a implementação do *software* em tempo real em processadores embebidos.

Prudêncio e Souza (1996) fazem uso das ferramentas de desenvolvimento MATRIX_x para a realização do projeto do SCA do satélite SACI-1 e abordam ainda a utilização deste ambiente conforme ilustrado na Figura 2.3. No desenvolvimento, através de uma construção hierárquica em diagramas de blocos dos Modelos do Satélite-MS (incluindo sua dinâmica, seus sensores e seus atuadores) e da realização de simulações em tempo não real destes modelos é usado o módulo SystemBuild conforme descrito em Integrated Systems Inc. (1994a). Ao mesmo tempo a análise e o projeto das leis de controle é feita, as quais resultam no projeto do *Controlador*, o qual é adicionado aos MS, para então ser avaliado através de simulações, inicialmente, em tempo não real. Após projetados e simulados os MS e o Controlador, dá-se seqüência à fase de *simulação em tempo real* do sistema através da implementação do código (por ex: em linguagem C) usando o gerador automático de códigos AutoCode, conforme Integrated Systems Inc. (1994b), o qual, após compilado e “linkado”, pode ser executado em diversas máquinas, tais como VAX, estações de trabalho e PCs.

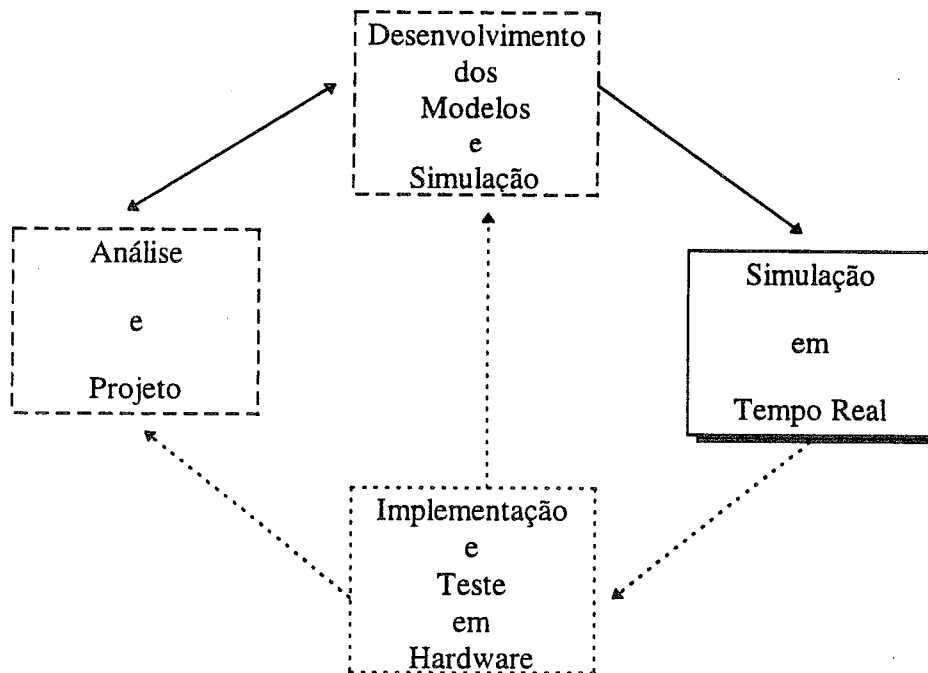


Fig. 2.3 - Fases de desenvolvimento do SCA do satélite.
Adaptada de Integrated Systems Inc. (1994b)

Finalmente, um próximo passo é a implementação e testes do protótipo do sistema com o *hardware* na malha.

Outras soluções mais complexas podem ser realizadas na simulação em tempo real, utilizando o ambiente MATRIX_x. Conforme o nível de complexidade e requisitos exigidos, os diversos componentes do SCA (sensores, atuadores, dinâmica, controlador) podem ser executados como processos independentes em um sistema distribuído, devendo para isto haver suporte a multiprocessamento; ou podem ser distribuídos entre várias máquinas em uma rede local. O código deve ser segmentado para que cada processo seja simulado em separado. Em adição, deve ser realizado um controle de comunicação entre os processos que pode ou não requisitar acesso ao núcleo do sistema operacional da máquina, o que é uma característica indesejável.

Para uma abordagem satisfatória para o projeto do SCA uma série de interações rápidas no projeto são necessárias. Logo, os modelos do sistema são desenvolvidos de tal forma a permitir modificações fáceis em qualquer ponto do processo de projeto, e também permitir a avaliação do projeto através de simulações. E ainda, através de testes de desempenho do protótipo com o *hardware* na malha, melhoramentos contínuos no projeto das leis de controle podem ser obtidos.

Nesta fase os componentes do SCA podem ser implementados diretamente em *hardware*. O controlador (leis de controle) simulado em tempo real na fase anterior é implementado em *hardware* e através das análises dos testes o controlador pode ser modificado para atender os requisitos de tempo e quantização do computador digital. Dados empíricos em tempo real podem ser coletados dos testes e então analisados. As características e o processo de implementação em *Hardware* do SCA tendo como aplicação o microssatélite SACI-1 são apresentados por Barbosa (1997).

Tubb e McEwen (1994) utilizam o ambiente integrado MATRIX_x no desenvolvimento do SCA dos satélites da missão MSTI, os quais foram os primeiros a utilizarem um gerador automático de código para SCAs.

Prudêncio e Souza (1997) mostram resultados obtidos para o SCA do satélite SACI-1 através do uso do ambiente MATRIX_x.

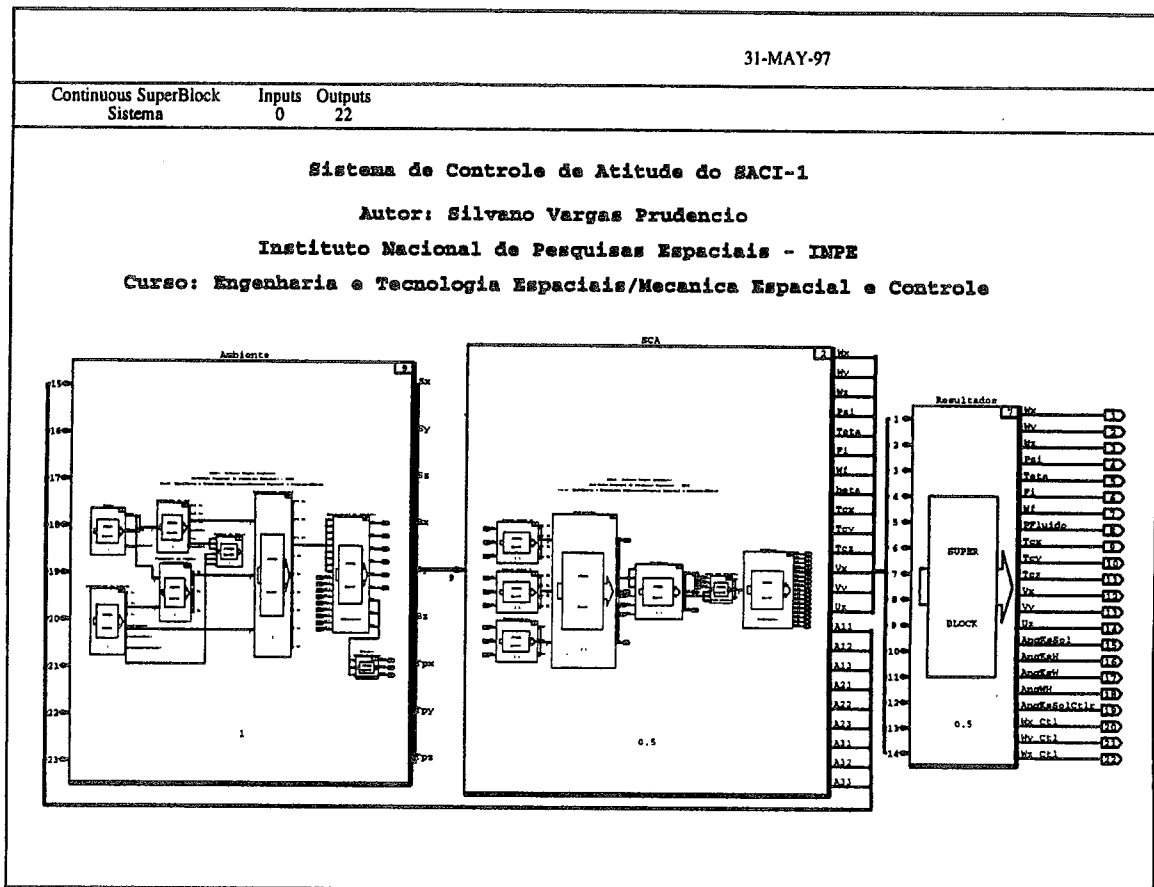


Fig. 3.2 - Realização em diagrama de blocos do sistema em malha fechada.

Os *Modelos do Ambiente* (cuja realização em diagrama de blocos é apresentada na Figura 3.3) são constituídos de três módulos principais que modelam o ambiente do satélite que são relevantes para o controle e determinação da atitude. Discutiremos nos Apêndices B, C, D os modelos da posição dos objetos necessários na simulação do sistema que são a própria posição do satélite e a posição do Sol assim como o modelo do campo magnético da Terra. Apresentamos a seguir uma breve descrição destes modelos:

1. *Modelo da Propagação Orbital:* (referir-se ao Apêndice B) neste módulo os elementos Keplerianos que definem a forma e a posição da órbita em relação ao referencial geocêntrico inercial e a posição do satélite nesta são propagados analiticamente a partir dos elementos Keplerianos referentes ao instante de injeção em órbita. A posição do centro de massa do satélite é calculada a partir dos elementos Keplerianos propagados, sendo estes utilizados na transformação dos vetores posição do Sol, centro de massa do satélite e campo magnético do referencial geocêntrico inercial para o referencial orbital.
2. *Modelo do Campo Magnético:* (referir-se ao Apêndice C) este módulo descreve o modelo do campo magnético (em especial o modelo do dipolo magnético). Tem como saída o vetor campo magnético no referencial

geocêntrico inercial e tem como entradas a posição orbital do satélite, a data juliana modificada e o tempo sideral.

3. *Modelo do Sol*: (referir-se ao Apêndice D) este módulo fornece a posição do Sol na forma de suas componentes cartesianas no referencial inercial geocêntrico, tendo como entradas o tempo desde a referência e a data juliana modificada. A rotina que simula a passagem do satélite pela *sombra da Terra* é, também apresentada no Apêndice D.

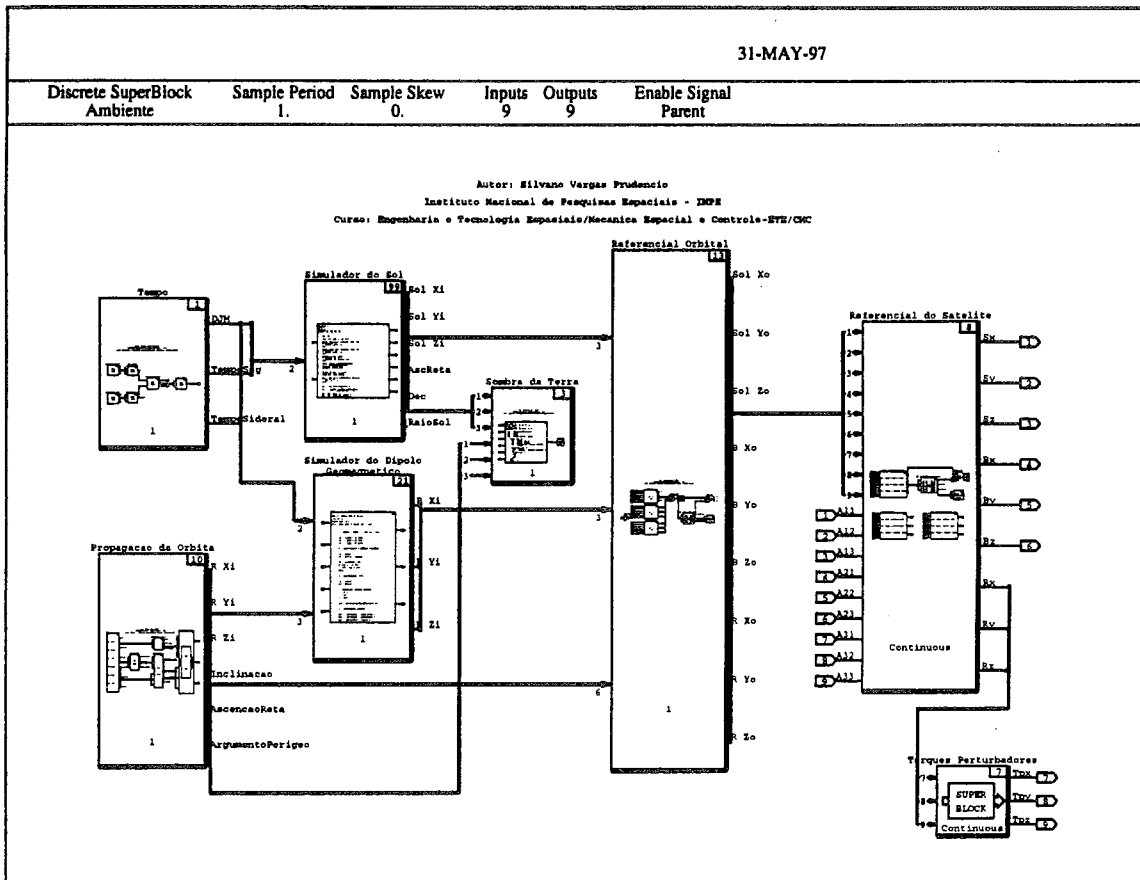


Fig. 3.3 - Realização em diagrama de blocos referentes aos modelos do ambiente.

3.2 - Introdução ao Controle de Atitude

Conforme definido em Wertz (1978) o *controle de atitude* é o processo de alcançar e manter uma orientação no espaço. Uma *manobra de atitude* é o processo de reorientação do satélite de uma atitude para outra. Uma manobra de atitude na qual a atitude inicial não é conhecida quando o plano de manobra está sendo empreendido é conhecida como *aquisição da atitude*. *Estabilização da atitude* é o processo de manter uma atitude existente em relação a algum referencial externo. Este referencial pode estar ou inercialmente fixo ou movendo-se vagarosamente.

Um SCA é composto do processo e do *hardware* através do qual a atitude é controlada. Em geral, um SCA consiste de três tipos de componentes: sensores de atitude, controlador e atuadores de atitude. Um *sensor de atitude* localiza referências de destino conhecidas, tais como o Sol e o campo magnético, para medir grandezas que permitam determinar a atitude. O controlador (ou algoritmos de determinação e controle de atitude) determinam quando o controle é requerido, quais torques são necessários e como gerá-los. Os *atuadores de atitude* são os mecanismos que provêm os torques de controle.

Um SCA é antes de tudo um sistema de controle em malha fechada, conforme a Figura 3.4, constituído da dinâmica do satélite, sensores, atuadores e o controlador (computador de bordo) com suas diversas leis de controle, estimadores e lógica de comutação.

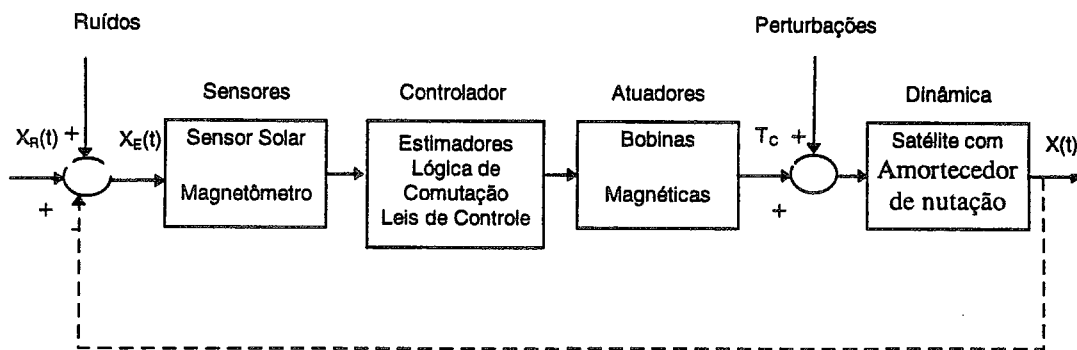


Fig. 3.4 - Subsistema de Controle de Atitude-SCA Magnético em Malha Fechada.

A Figura 3.5 representa uma realização em diagrama de blocos referente aos modelos do SCA.

3.3 - Introdução à Dinâmica de Atitude

Apresentaremos a seguir uma breve introdução à dinâmica de atitude baseado no exposto por Wertz (1978).

A equação básica da dinâmica de atitude do satélite, Wertz (1978), relaciona a derivada no tempo do vetor momento angular total do satélite, $d\vec{H}/dt$, com o torque externo aplicado, \vec{N} :

$$d\vec{H}/dt = \vec{N} = \vec{T}_C + \vec{T}_P \quad (3.1)$$

As parcelas do torque \vec{N} em pontos individuais de um corpo rígido são devidas às forças entre os pontos internos do corpo e às forças aplicadas externamente. Em geral os torques internos se anulam e o torque resultante \vec{N} é simplesmente o torque devido às forças externas.

Os torques externos são de dois tipos: 1) *torques perturbadores*, \vec{T}_P , causados pelos efeitos ambientais tais como gradiente de gravidade, correntes parasitas, arrasto aerodinâmico e pressão da radiação solar, e 2) *torques de controle*, \vec{T}_C , aplicados deliberadamente por dispositivos tais como bobinas magnéticas ou jatos de gás.

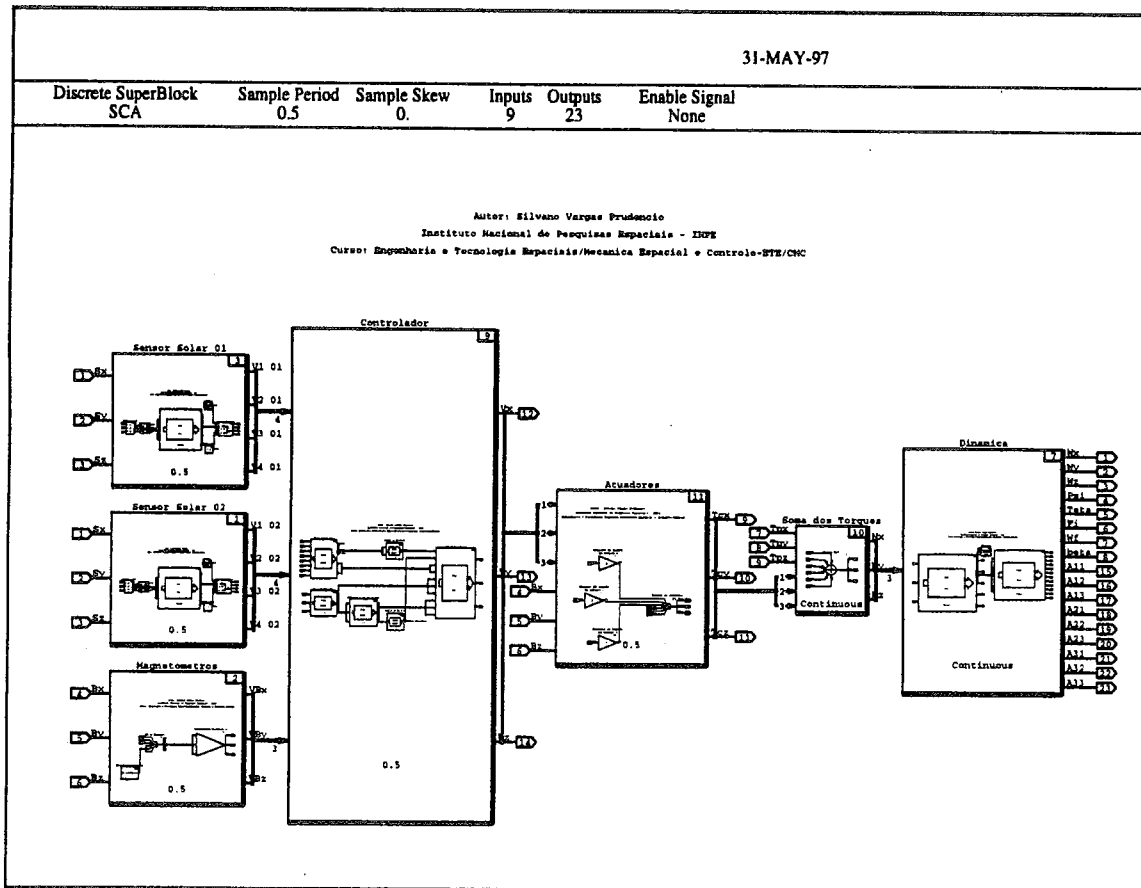


Fig. 3.5 - Realização em diagrama de blocos referente aos modelos do SCA.

Para o caso de um satélite inicialmente girando ao redor de um eixo principal, um torque aplicado paralelo ou antiparalelo ao vetor momento angular, \vec{H} , causa um aumento ou decréscimo na magnitude de \vec{H} sem afetar sua direção. Uma componente de torque perpendicular a \vec{H} , causa uma mudança na direção de \vec{H} sem alterar sua magnitude. Uma mudança na direção do vetor momento angular devido a um torque aplicado é chamada *precessão*. O caso especial de precessão lenta devido a pequenos torques aplicados é conhecido como *deriva*. Os torques ambientais são fontes comuns de deriva na atitude.

Embora os torques internos não mudam o valor do momento angular no espaço inercial, eles podem afetar o comportamento de \vec{H} quando referenciado nas coordenadas fixas ao satélite. Adicionalmente, se as forças internas entre as partes de

um satélite levarem à dissipação de energia (por exemplo: através do friccionamento de um líquido viscoso no interior de um anel oco parcialmente preenchido por este líquido - dispositivo conhecido como amortecedor de nutação) a energia cinética rotacional do satélite decresce.

3.4 - Atuadores de Atitude

Para o controle de atitude magnético os atuadores utilizados são três bobinas magnéticas ocas com núcleos de ar, montadas no satélite, formando ângulos retos entre si. Estas bobinas são energizadas independentemente uma das outras, através da supervisão da lógica de controle de atitude do computador de bordo.

O controle de atitude ativo do satélite será executado através do uso do torque provindo das bobinas magnéticas interagindo com o campo magnético da Terra. As bobinas do plano de rotação serão usadas principalmente para imprimir rotação ao satélite e executar o controle da manutenção da velocidade de rotação deste. A bobina do eixo de rotação será usada para duas manobras básicas: apontar os painéis solares (eixo de rotação) na direção do Sol e manter a atitude nominal durante a vida útil do satélite.

O uso do campo geomagnético propicia uma das maneiras mais simples e práticas de controle de atitude de satélites. A interação entre o momento de dipolo eletromagnético a bordo e o campo geomagnético provê o torque de controle. O torque de controle \vec{T}_C sobre o satélite produzido pelo momento magnético aplicado pelas bobinas \vec{M} interagindo com o campo magnético terrestre (ou vetor de indução geomagnética local) \vec{B} é dado pelo produto vetorial:

$$\vec{T}_C = \vec{M} \times \vec{B} \quad (3.2)$$

O torque de controle produzido, cuja realização em diagrama de blocos é apresentada na Figura 3.6, é normal tanto ao vetor momento magnético aplicado pelas bobinas \vec{M} como ao vetor indução geomagnética \vec{B} , não tendo desta forma nenhuma componente na direção de \vec{M} .

Para o controle de aquisição de atitude e de sua manutenção, o torque requerido deve ser normal ao eixo de rotação de maneira a mudar a *direção* do momento angular \vec{H} do satélite. Este torque deve ser produzido com o momento magnético alinhado com o eixo de rotação.

Para imprimir velocidade de rotação ao satélite e realizar a correção desta em torno da velocidade nominal o torque deve estar alinhado com o eixo de rotação. Isto pode ser conseguido com o momento magnético do plano de rotação. Uma variação na velocidade de rotação implica uma variação no *módulo* do momento angular do satélite.

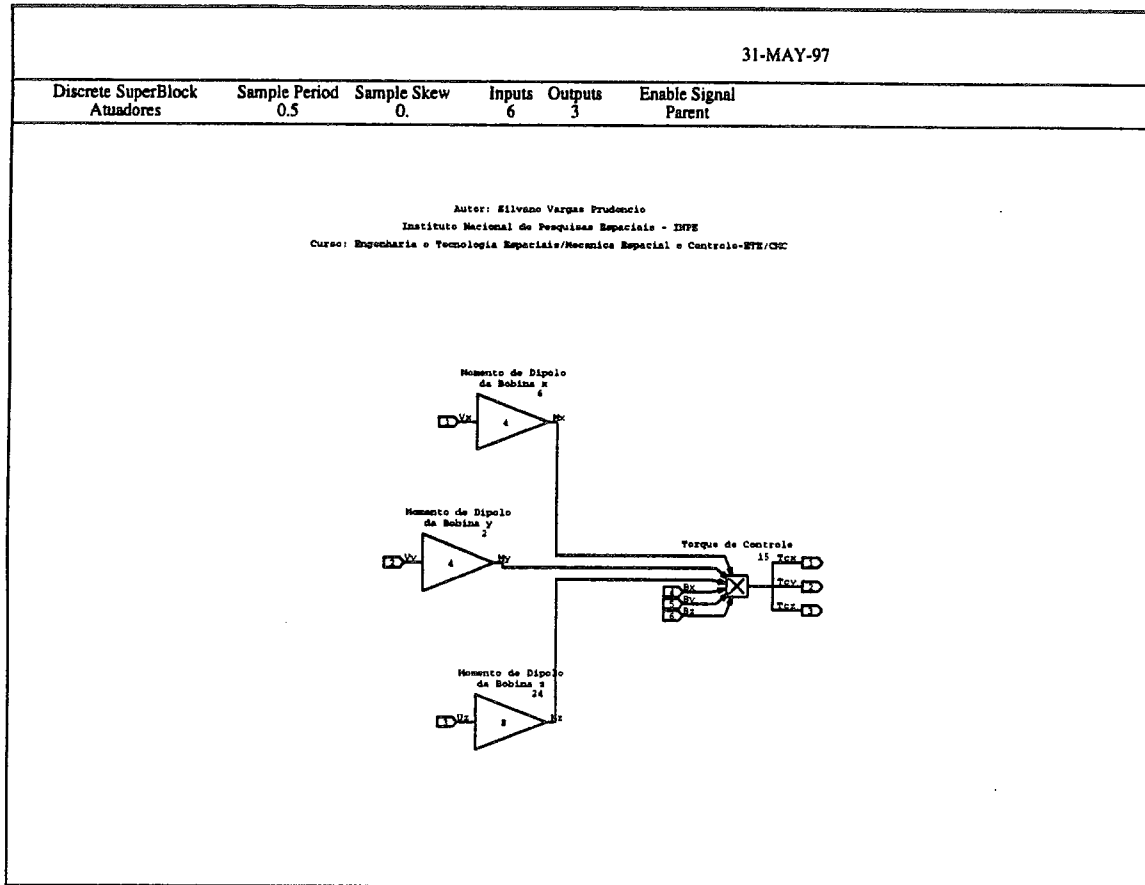


Fig. 3.6 - Diagrama de blocos referente ao modelo dos atuadores.

Logo, para controlar a direção do eixo de rotação, selecionamos o dipolo magnético colinear com o eixo de rotação \vec{k}_s do satélite; e para controlar a velocidade de rotação selecionamos o dipolo normal ao eixo de rotação do satélite (colinear com \vec{i}_s e / ou \vec{j}_s), assim:

$$\vec{M} = \begin{cases} U \vec{k}_s & \text{para controlar a direção do eixo de rotação} \\ V \vec{i}_s \text{ e / ou } V \vec{j}_s & \text{para controlar a velocidade de rotação} \end{cases} \quad (3.3)$$

A Figura 3.7 mostra uma representação esquemática da atuação das bobinas magnéticas relacionadas com os modos de operação e com o vetor momento angular do satélite \vec{H} .

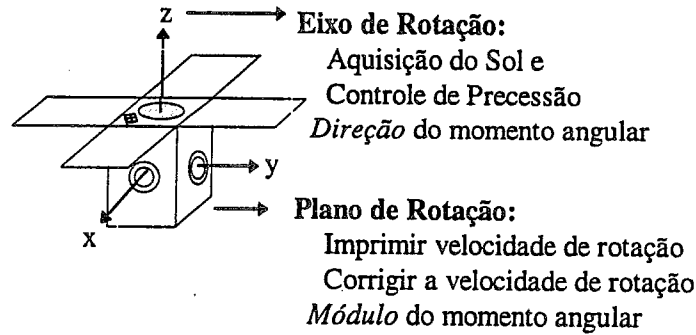


Fig. 3.7 - Representação da atuação das bobinas magnéticas.

Para o SACI-1 (Fonseca *et al.*, 1996) duas bobinas de torques serão colocadas na parte lateral do satélite com os eixos de momento magnético paralelos aos eixos x e y do satélite, respectivamente. Estas bobinas são denominadas “bobinas do plano de rotação” e proverão um momento magnético $V = 5.2 \pm 1.0 \text{ Am}^2$ no sentido positivo ou negativo. A terceira bobina será paralela ao eixo-z (eixo de rotação), é denominada “bobina do eixo de rotação” e proverá um momento magnético $U = 8.2 \pm 1.0 \text{ Am}^2$ no sentido positivo ou negativo. Na Tabela 3.1 temos a especificação das bobinas de torques utilizada no controle de atitude do SACI-1.

TABELA 3.1 - ESPECIFICAÇÃO DAS BOBINAS DE TORQUE

Especificação	Bobina do Eixo de Rotação	Bobinas do Plano de Rotação
Momento magnético	$8.2 \pm 1 \text{ A.m}^2$	$5.2 \pm 1 \text{ A.m}^2$
Diâmetro interno	301 mm	238 mm
Diâmetro externo	325 mm	264 mm
Largura	13 mm	12.5 mm
Voltagem	28 Volts	28 Volts
Temperatura operacional	$-20^{\circ} \text{ C à } 40^{\circ} \text{ C}$	$-20^{\circ} \text{ C à } 40^{\circ} \text{ C}$
Número de espiras	740	920
Flange de acoplamento	8 orifícios	8 orifícios
Diâmetro	3.2 mm	3.2 mm
Fio AWG	32 (Termofix)	32 (Termofix)
Corrente nominal	72 mA	114 mA
Potência	2 W	3.2 W
Resistência	387Ω	246Ω
Massa	0.8 Kg	1.2 Kg

FONTE: Fonseca (1995), p. 3.

3.4.1 - Torques Perturbadores

Em geral, as fontes dominantes de torques perturbadores na atitude são os campos gravitacional e magnético terrestre, pressão de radiação solar e arrasto

aerodinâmico (Wertz, 1978). Para o satélite SACI-1 o torque devido ao campo magnético é utilizado como torque de controle conforme descrito acima. Os torques devidos à radiação solar e ao arrasto aerodinâmico possuem efeitos muito pequenos devido à estabilização por rotação do satélite. Apresentaremos a seguir o modelo do torque devido ao gradiente de gravidade.

O torque de gradiente de gravidade pode ser expresso no referencial do satélite como (Wertz, 1978):

$$\vec{T}_{gg} = \frac{3\mu}{R_s^3} \left[\dot{\vec{R}}_s \times \left(I \dot{\vec{R}}_s \right) \right] \quad (3.4)$$

onde $\mu \equiv GM$ é a constante gravitacional terrestre, I é o tensor de momentos de inércia e \vec{R}_s é o vetor de posição geocêntrica da origem do referencial do satélite. Da Equação 3.4 acima várias características do torque de gradiente de gravidade podem ser deduzidas: 1) o torque é normal à vertical local; 2) o torque é inversamente proporcional ao cubo da distância geocêntrica; e 3) o torque tende para zero para um satélite esfericamente simétrico.

3.5 - Dinâmica de Atitude

As equações de movimento da dinâmica de atitude podem ser divididas em dois grupos: as *equações cinemáticas de movimento* e as *equações dinâmicas de movimento*, conforme realização em diagrama de blocos da Figura 3.8. Cinemática é o estudo do movimento sem levar em conta as forças que atuam sobre aquele movimento. As equações cinemáticas de movimento são um conjunto de equações diferenciais de primeira ordem que contêm o vetor velocidade angular instantâneo $\vec{\omega}$ e especificam a evolução no tempo de parâmetros da atitude, tais como os parâmetros simétricos de Euler e os ângulos de Euler. As equações dinâmicas de movimento expressam a dependência no tempo de $\vec{\omega}$ em relação aos torques e constituem a dinâmica rotacional do satélite.

3.5.1 - Dinâmica Rotacional

A Equação 3.1 fornece a derivada no tempo do vetor momento angular $d\vec{H}/dt$ em coordenadas inerciais. Consideraremos agora $d\vec{H}/dt$ expresso ao longo dos eixos fixos no satélite, porque o tensor dos momentos de inércia de um corpo rígido é mais comumente expresso ao longo destes eixos e o torque de controle \vec{T}_C (Equação 3.2) é também expresso neste referencial. Escrevendo as equações básicas da dinâmica da atitude (Wertz, 1978) no referencial do satélite, temos:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{N} - \vec{\omega} \times \vec{H} \quad (3.5)$$

onde $\vec{\omega}$ é o vetor velocidade angular instantâneo e \vec{N} é o torque externo.

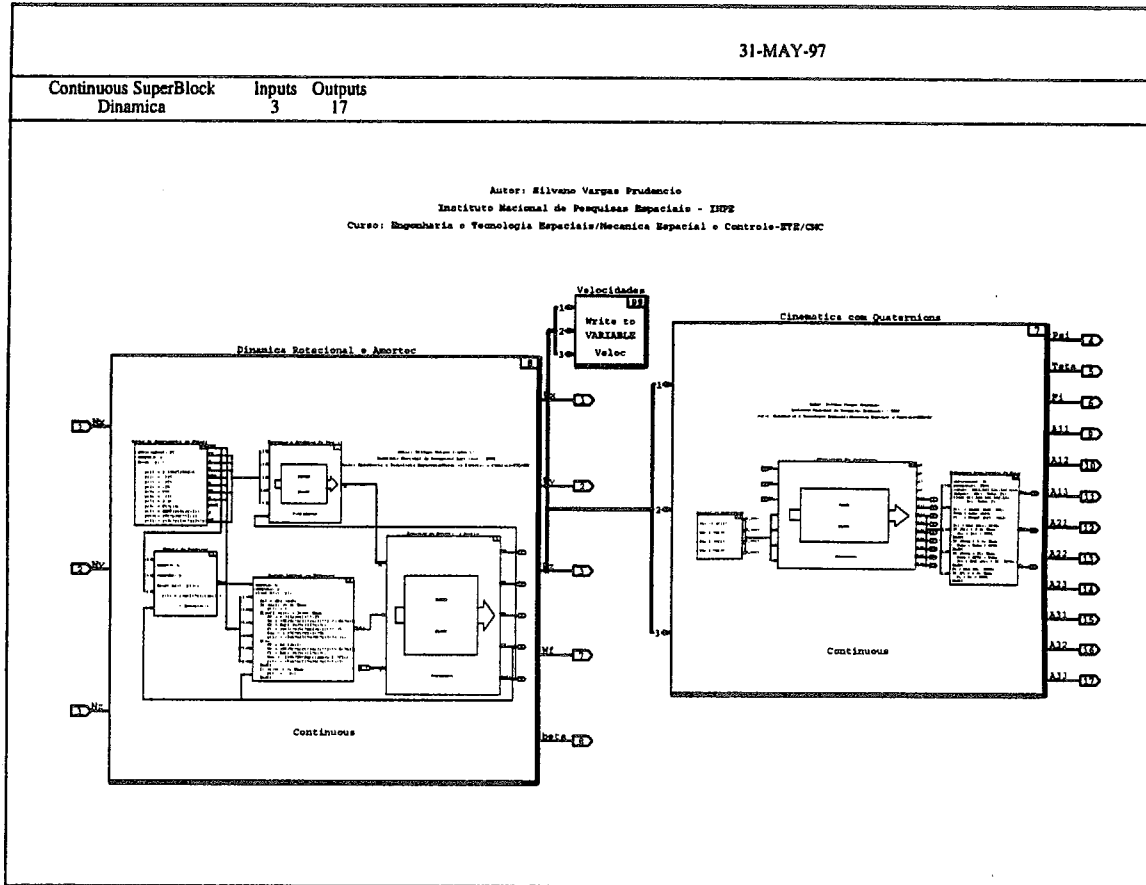


Fig. 3.8- Realização em diagrama de blocos referente à dinâmica do satélite.

A Equação 3.5 é a equação fundamental da dinâmica de um corpo rígido. A presença do termo $\vec{\omega} \times \vec{H}$ do lado direito significa que \vec{H} , e conseqüentemente $\vec{\omega}$, não é constante no referencial do satélite, mesmo se \vec{N} for nulo. O movimento resultante é chamado *nutação*. O movimento rotacional sem nutação ocorre somente se $\vec{\omega}$ e \vec{H} são paralelos, isto é, somente se a rotação é sobre um eixo principal do corpo rígido.

Substituindo $\vec{H} = I\vec{\omega}$ na Equação 3.5, temos:

$$I \frac{d\vec{\omega}}{dt} = \vec{N} - \vec{\omega} \times (I\vec{\omega}) \quad (3.6)$$

Quando as quantidades vetoriais na equação acima são referidas ao sistema de coordenadas de eixos principais do corpo, podemos reescrever esta equação na forma de suas componentes:

$$\begin{aligned}
 I_x (d\omega_x/dt) &= N_x + (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \\
 I_y (d\omega_y/dt) &= N_y + (I_z - I_x)\omega_x\omega_z \\
 I_z (d\omega_z/dt) &= N_z + (I_x - I_y)\omega_x\omega_y
 \end{aligned}
 \tag{3.7}$$

onde ω_x , ω_y , ω_z são as componentes do vetor velocidade angular do satélite e N_x , N_y , N_z são os torques perturbadores mais os torques de controle ao longo dos eixos principais de inércia. I_x , I_y , I_z são os momentos principais de inércia do satélite.

As Equações 3.5, 3.6 e 3.7 são formas alternativas das Equações de Euler de movimento. Apresentamos na Figura 3.9 uma realização em diagrama de blocos referente às equações de Euler na forma de suas componentes.

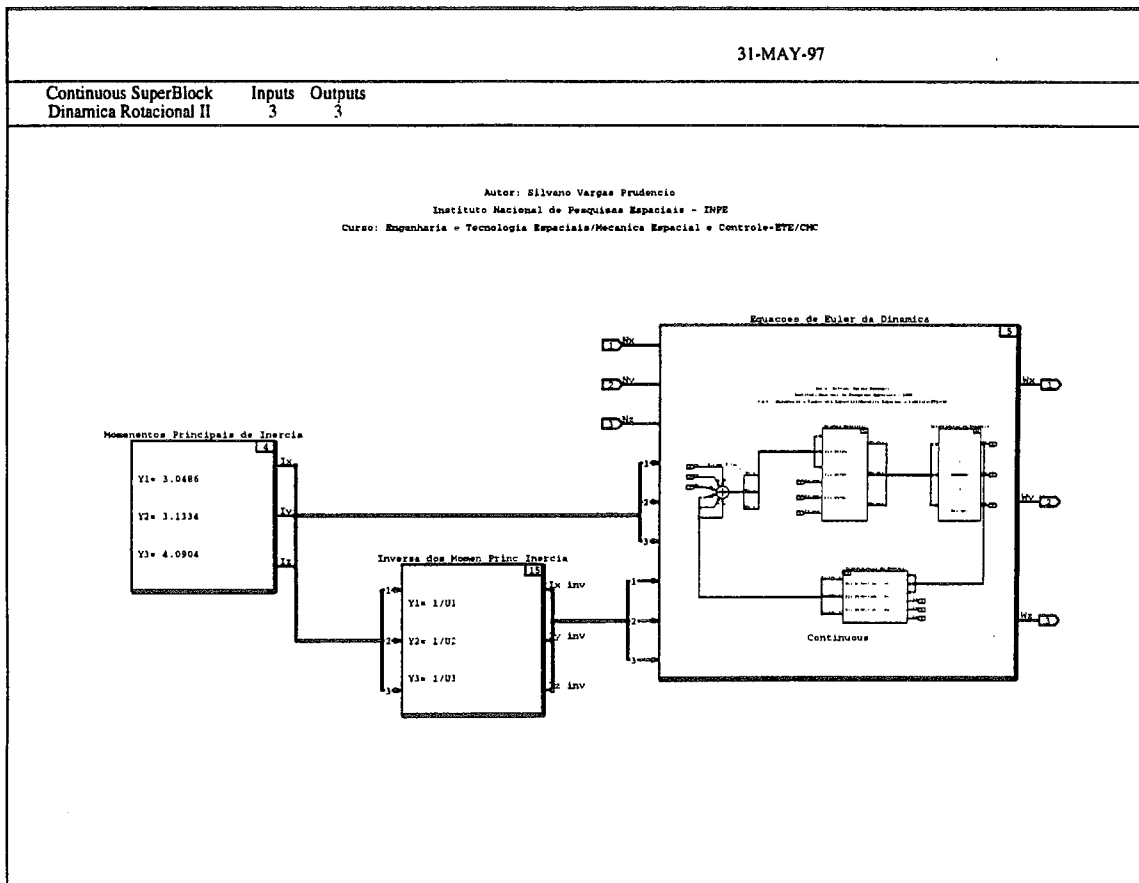


Fig. 3.9 - Realização em diagrama de blocos referente à dinâmica rotacional através das equações de Euler.

3.5.2 - Dinâmica Rotacional com Amortecedor de Nutação

Consideraremos, agora, o modelo matemático da dinâmica do satélite (Equações 3.5 ou 3.6 ou 3.7) levando em consideração a inclusão de um amortecedor de

nutação constituído por um anel parcialmente preenchido com líquido viscoso. Este exerce um controle passivo e sua função é a de manter o alinhamento do eixo principal de inércia com o vetor momento angular, ou seja, faz com que o vetor velocidade angular coincida com o vetor momento angular. Isto é conseguido através da dissipação de energia cinética provocada pela oscilação do líquido viscoso no interior do anel. Uma característica vantajosa deste dispositivo é a de apresentar vida longa. Detalhes do modelamento matemático do amortecedor de nutação podem ser encontrados em Fonseca e Souza (1990). Derivaremos as equações rotacionais com o amortecedor de nutação através da formulação Lagrangeana apresentada por Meirovitch (1970), seguindo a mesma abordagem usada por Fonseca e Souza (1990) e por Fonseca *et al.* (1996). Por esta abordagem é necessário derivar a energia cinética, a qual é função das componentes do vetor velocidade angular, ω_x , ω_y , e ω_z e da velocidade rotacional do fluido, $\dot{\beta}$. Ela depende também da posição do fluido β dentro do anel do amortecedor de nutação. Assim, a energia cinética é $T = T(\omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\beta}, \beta)$. O movimento do fluido causa variações nos momentos e produtos de inércia do satélite. Expandindo a expressão da energia cinética (Fonseca, 1995) temos:

$$T = \frac{1}{2}(I_x \omega_x^2 + I_y \omega_y^2 + I_z \omega_z^2) + \frac{1}{2}(I_{xf} \omega_x^2 + I_{yf} \omega_y^2 + I_{zf} \omega_z^2 + I_p \dot{\beta}^2) \\ + ((I_{zf} - I_{ax})\omega_z - (I_{xzf} - I_{az})\omega_x - I_{yzf}\omega_y)\dot{\beta} - (I_{xyf}\omega_x\omega_y + I_{xzf}\omega_x\omega_z + I_{yzf}\omega_y\omega_z) \quad (3.8)$$

A fórmula de Lagrange para quasi-coordenadas é dada por:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \vec{\omega}} - [\tilde{\omega}] \frac{\partial T}{\partial \vec{\omega}} = \vec{N} \quad (3.9)$$

onde $\frac{\partial T}{\partial \vec{\omega}} = \left(\frac{\partial T}{\partial \omega_x}, \frac{\partial T}{\partial \omega_y}, \frac{\partial T}{\partial \omega_z} \right)^T$, $[\tilde{\omega}]$ é a matriz anti-simétrica e $\vec{N} = (N_x, N_y, N_z)^T$

é o torque total aplicado ao satélite incluindo o torque de controle mais os torques perturbadores.

A fórmula de Lagrange para coordenadas generalizadas usada para derivar as equações dinâmicas do fluido associadas com o anel do amortecedor de nutação parcialmente preenchido com líquido viscoso é dada por:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\beta}} \right) - \left(\frac{\partial T}{\partial \beta} \right) = Q_\beta \quad (3.10)$$

onde β é a coordenada generalizada representando a posição de fluido dentro do anel do amortecedor de nutação no tempo t , e Q_β é a força generalizada. Usando a formulação de Lagrange para quasi-coordenadas, as equações rotacionais na forma de suas componentes podem ser escritas como (Fonseca, 1995):

$$\begin{aligned}
& (I_x + I_{xf})\dot{\omega}_x + [(I_z - I_y) + (I_{zf} - I_{yf})]\omega_y\omega_z - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xzf}(\dot{\omega}_z + \ddot{\beta}) \\
& + I_{az}\ddot{\beta} + \dot{I}_x\omega_x - \dot{I}_{xyf}\omega_y - \dot{I}_{xzf}(\omega_z + \dot{\beta}) + \\
& + I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy}\omega_x\omega_z - I_{xz}\omega_x\omega_y + I_{yz}\omega_z\dot{\beta} + (I_{zf} - I_{ax})\omega_y\dot{\beta} = N_x
\end{aligned} \tag{3.11a}$$

$$\begin{aligned}
& (I_y + I_{yf})\dot{\omega}_y + [(I_x - I_z) + (I_{xf} - I_{zf})]\omega_x\omega_z - I_{xyf}\dot{\omega}_x - I_{yzf}(\dot{\omega}_z + \ddot{\beta}) + \\
& + \dot{I}_{yf}\omega_y - \dot{I}_{xyf}\omega_x - \dot{I}_{yzf}(\omega_z + \dot{\beta}) + \\
& + I_{xzf}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yzf}\omega_x\omega_y - I_{xyf}\omega_y\omega_z + (I_{az} - I_{xzf})\omega_z\dot{\beta} - (I_{zf} - I_{ax})\omega_x\dot{\beta} = N_y
\end{aligned} \tag{3.11b}$$

$$\begin{aligned}
& (I_z + I_{zf})\dot{\omega}_z + [(I_x - I_y) + (I_{xf} - I_{yf})]\omega_x\omega_y + (I_z - I_{ax})\ddot{\beta} - I_{xzf}\dot{\omega}_x - I_{yzf}\dot{\omega}_y + \\
& + \dot{I}_{zf}\omega_z + (\dot{I}_z + \dot{I}_{ax})\dot{\beta} - \dot{I}_{xzf}\omega_x - \dot{I}_{yzf}\omega_y + I_{xyf}(\omega_y^2 - \omega_x^2) + \\
& + [I_{xzf}\omega_y - I_{yzf}\omega_x](\omega_z + \dot{\beta}) + I_{az}\omega_y\dot{\beta} = N_z
\end{aligned} \tag{3.11c}$$

Usando a fórmula de Lagrange para coordenadas generalizadas nas equações do fluido, temos:

$$\begin{aligned}
& m_f R^2 \ddot{\beta} + (I_{zf} - I_{ax})\dot{\omega}_z - (I_{xzf} - I_{az})\dot{\omega}_x - I_{yzf}\dot{\omega}_y - (\dot{I}_{zf} - \dot{I}_{ax})\omega_z - \dot{I}_{xzf}\omega_x - \dot{I}_{yzf}\omega_y \\
& - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \beta} (I_{xf}\omega_x^2 + I_{yf}\omega_y^2 + I_{zf}\omega_z^2) + \\
& - \frac{\partial}{\partial \beta} \left\{ [(I_{zf} - I_{ax})\omega_z - I_{xzf}\omega_x - I_{yzf}\omega_y] \dot{\beta} - I_{yzf}\omega_y\omega_z - I_{xzf}\omega_x\omega_z - I_{xyf}\omega_x\omega_y \right\} = Q_\beta
\end{aligned} \tag{3.11d}$$

As três primeiras equações garantem a conservação do momento angular enquanto a última supre a dissipação de energia. Nas equações acima: N_x , N_y , N_z são os torques perturbadores mais os torques de controle ao longo dos eixos principais de inércia; ω_x , ω_y , ω_z e I_x , I_y , I_z são as componentes do vetor velocidade angular e os momentos principais de inércia do satélite, respectivamente; o índice f refere-se ao fluido; I_{xy} , I_{xz} , I_{yz} são produtos de inércia e I_{ax} , I_{az} são contribuições do desvio do anel do amortecedor de nutação aos momentos de inércia. E o torque de cisalhamento, Q_β , provocado pelo atrito entre o fluido e as paredes internas do amortecedor de nutação é dado por:

$$Q_\beta = c_d R \dot{\beta} \tag{3.12}$$

onde o coeficiente de amortecimento, c_d , envolve: o número de Reynolds; a viscosidade cinemática do fluido; os parâmetros do anel e a massa do fluido. $\dot{\beta}$ é a velocidade angular do fluido em relação ao anel.

O coeficiente de amortecimento varia de acordo com a característica do fluxo do fluido dentro do anel, sendo dois os tipos de movimento que o fluido desenvolve dentro do anel: movimento síncrono com a rotação própria e síncrono com a nutação do corpo no qual o amortecedor está preso. No primeiro deles o escoamento é do tipo laminar e no

outro é do tipo turbulento. Explicitando melhor o torque de cisalhamento Q_β (Fonseca, 1995), temos:

$$Q_\beta = \begin{cases} Q_{\beta t} = 0.0395\rho P\gamma \frac{R^{\frac{15}{4}}}{\left(\frac{D}{v}\right)^{\frac{1}{4}}} \dot{\beta}^{\frac{7}{4}} - 0.0021\rho P\gamma D^{\frac{1}{2}} R^{\frac{7}{2}} \dot{\beta}^2 & \text{para regime turbulento} \\ Q_{\beta l} = -0.7158\rho P\gamma R^{\frac{13}{4}} D^{\frac{1}{4}} v^{\frac{1}{2}} \dot{\beta}^{\frac{3}{2}} & \text{para regime laminar} \end{cases} \quad (3.13)$$

onde:

v é a viscosidade cinemática do fluido;

γ é a extensão angular do fluido no anel;

P é a circunferência da seção transversal do anel;

D é o diâmetro da seção transversal do anel;

$\dot{\beta}$ é a velocidade angular do fluido em relação ao anel;

ρ é a densidade volumétrica do fluido

Uma realização em diagrama de blocos do modelo da dinâmica rotacional com a inclusão do modelo do amortecedor de nutação é apresentada na Figura 3.10. Uma modularização do sistema pode ser conseguida pela simples substituição do diagrama de blocos referente aos modelos da dinâmica através das equações de Euler (apresentada na seção acima) por este modelo, tendo em vista que as interfaces de entrada e saída são as mesmas.

A Figura 3.11 mostra a validação dos algoritmos da dinâmica rotacional com a inclusão do amortecedor de nutação livre de torques. Esta simulação foi realizada com os seguintes parâmetros: 1) momentos de inércia: $I_x = 2.7 \text{ kg.m}^2$, $I_y = 2.7 \text{ kg.m}^2$ e $I_z = 4.7 \text{ kg.m}^2$; 2) velocidades de rotação: $\omega_x = 6.0 \text{ rpm}$, $\omega_y = 6.0 \text{ rpm}$ e $\omega_z = 1.0 \text{ rpm}$. Da figura podemos ver que a velocidade transversal $\omega_x = 8.0 \text{ rpm}$ é transferida para a velocidade ao longo do eixo de rotação, ω_z , (eixo de maior momento de inércia do satélite) e o ângulo de nutação θ decai de aproximadamente 80° para zero em aproximadamente 30000 seg. Em aproximadamente 20000 seg. podemos ver a transição do regime turbulento para o regime laminar. Durante o regime turbulento o decaimento do ângulo de nutação é parabólico e durante o regime laminar o decaimento é exponencial. Podemos ver na figura, ainda, a posição β e a velocidade angular ω_f do fluido no interior do anel do amortecedor de nutação.

3.5.3 - Cinemática de Atitude

A especificação da orientação dos eixos do satélite em relação a algum sistema de coordenadas de referência é obtida através da *matriz de co-senos diretores-A* (ou *matriz de atitude*) cujos elementos são os co-senos dos ângulos entre os vetores no referencial do satélite e no sistema de referência.

A matriz de co-senos diretores é uma transformação de coordenadas que mapeia vetores de um sistema referência para o sistema fixo no satélite. Em particular, usaremos esta transformação para mapear os vetores: Sol, Campo Magnético e Posição do Centro de Massa do satélite do referencial orbital (*l,b,n*) para o referencial do satélite (*o, x, y, z*). Seja $\{\hat{a}\}$ um vetor com componentes a_1, a_2, a_3 ao longo dos eixos de referência. Então:

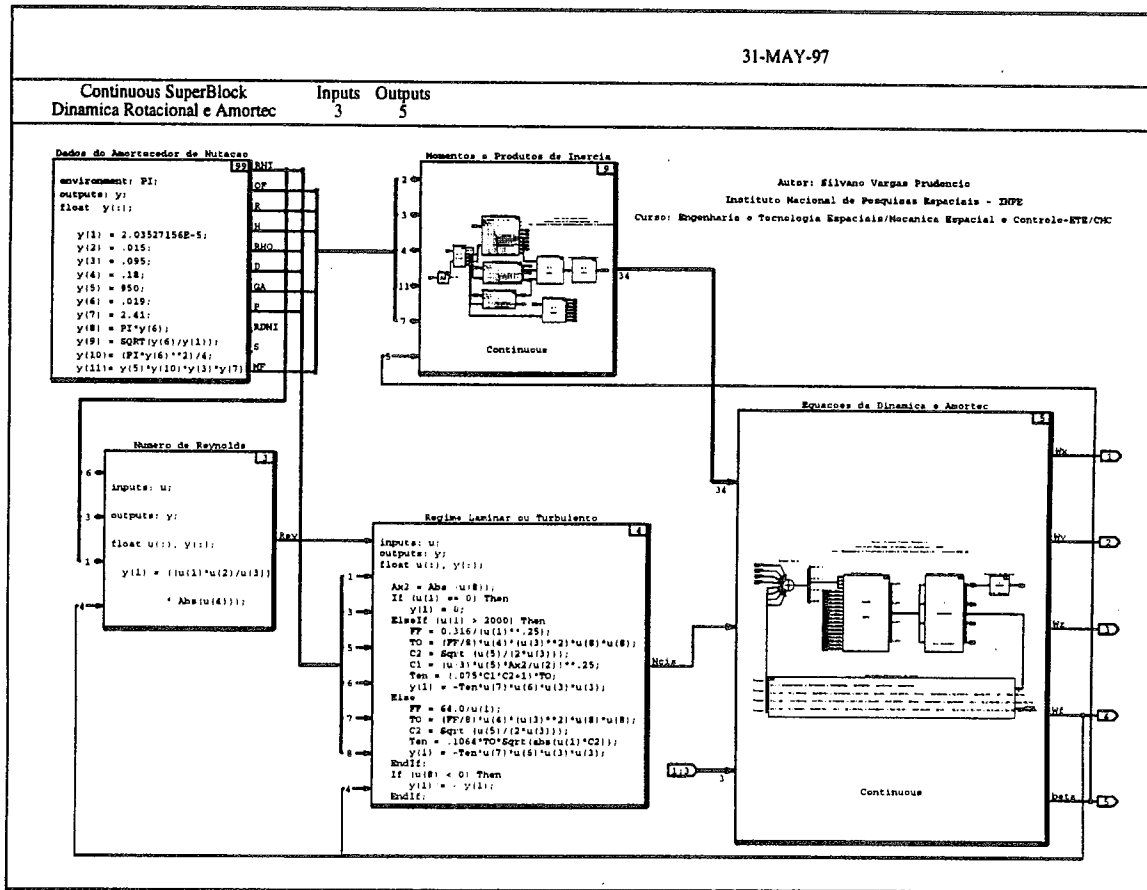


Fig. 3.10 - Realização em diagrama de blocos referente a dinâmica rotacional com a inclusão do amortecedor de nutação.

$$\{\hat{b}\} = A \cdot \{\hat{a}\} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

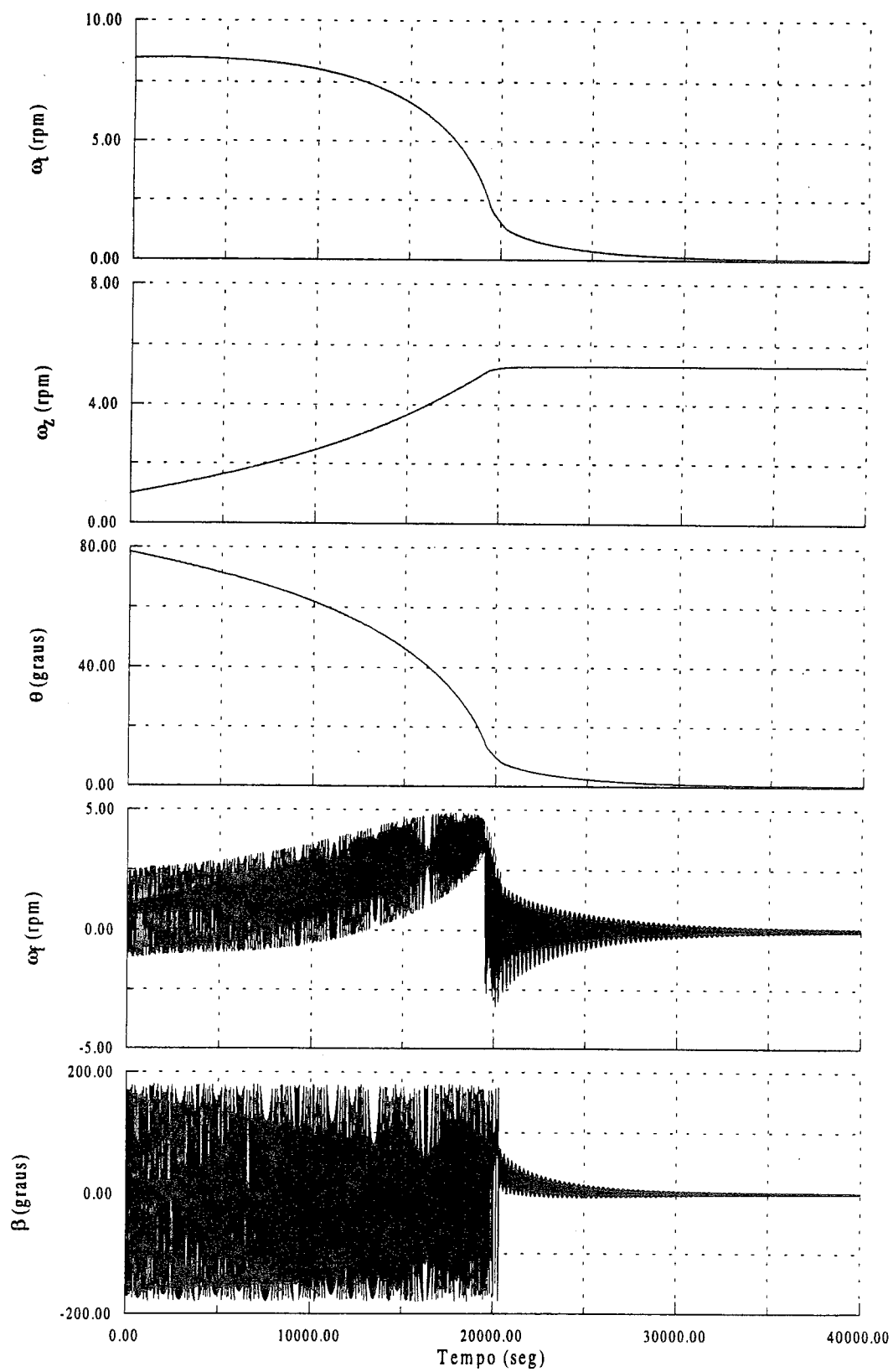


Fig. 3.11 - Desenho do amortecedor de nutação livre de torques externos.

onde as componentes do vetor $\{\hat{b}\}$ são as componentes do vetor $\{\hat{a}\}$ ao longo dos eixos do satélite. Os A_{ij} são os co-senos diretores da projeção de \hat{b}_i sobre \hat{a}_j .

Consideraremos agora a situação na qual um vetor ao longo dos eixos do satélite $\{\hat{b}\}$ gira com relação a um vetor em um sistema de referência $\{\hat{a}\}$; assim A é uma matriz variante no tempo. Introduzindo o vetor velocidade angular $\vec{\omega}$ do satélite escrito em $\{\hat{b}\}$ com relação a $\{\hat{a}\}$, $\vec{\omega} = \omega_x \hat{b}_1 + \omega_y \hat{b}_2 + \omega_z \hat{b}_3$ e utilizando a cinemática de vetores (Junkins e Turner, 1985):

$$\frac{d}{dt}\{\hat{b}\} = \vec{\omega} \times \{\hat{b}\} \quad (3.15)$$

e substituindo a Equação 3.14 na Equação 3.15 obtemos a seguinte equação diferencial linear cinemática para a matriz de cossenos diretores:

$$\dot{A} = -[\tilde{\omega}]A \quad (3.16)$$

sendo $[\tilde{\omega}]$ a matriz anti-simétrica do vetor velocidade angular $\vec{\omega}$.

Consideramos a matriz de co-senos diretores como uma quantidade fundamental especificando a orientação do satélite. Entretanto, outras parametrizações podem ser mais convenientes para aplicação em satélites.

Uma parametrização da atitude da matriz de co-senos diretores em termos dos *parâmetros simétricos de Euler* ou *quaternions* q_1, q_2, q_3, q_4 tem provado ser muito útil na representação da atitude de satélites. Estes parâmetros são definidos por:

$$\begin{aligned} q_i &= e_i \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right), \quad i = 1, 2, 3 \\ q_4 &= \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \\ \sum_{i=1}^4 q_i^2 &= 1 \end{aligned} \quad (3.17)$$

onde φ o ângulo de rotação ao redor de um eixo fixo $\hat{e} = (\hat{e}_1, \hat{e}_2, \hat{e}_3)^T$, o qual não é afetado pela rotação

Expressando a matriz de co-senos diretores em termos dos parâmetros simétricos de Euler (ver realização em diagrama de blocos na Figura 3.12), temos (Wertz, 1978):

$$A(q_1, q_2, q_3, q_4) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

A equação cinemática diferencial correspondente aos parâmetros simétricos de Euler, cuja realização em diagrama de blocos é apresentada na Figura 3.13, é encontrada substituindo a matriz acima na Equação 3.16 e é dada por (Wertz, 1978):

$$\frac{d\vec{q}}{dt} = \frac{1}{2} \Omega \vec{q} \quad (3.19)$$

onde Ω é a matriz anti-simétrica formada pelas componentes ω_x , ω_y , ω_z do vetor velocidade angular $\vec{\omega}$, dada por:

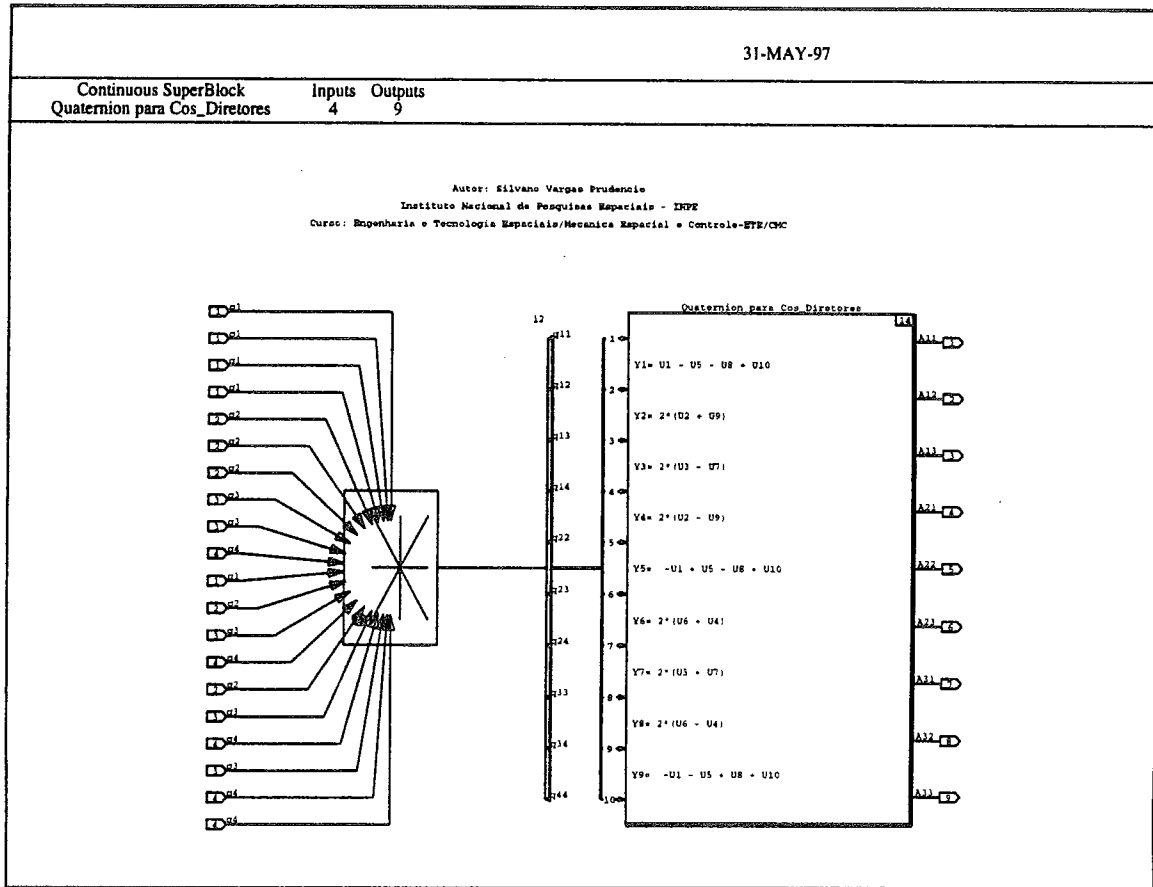


Fig. 3.12 - Realização em diagrama de blocos da formação da matriz dos co-senos diretores A_{ij} a partir dos quaternions q_i .

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Outra parametrização da matriz de atitude A é através da seqüência de rotações dos *ângulos de Euler* (ψ , θ , ϕ). Em particular, para a seqüência $3 \times 2 \times 3$ $A(\psi, \theta, \phi) = R_3(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi)$ temos:

$$A(\psi, \theta, \phi) = \begin{bmatrix} c\phi c\theta c\psi - s\phi s\psi & c\phi c\theta s\psi + s\phi c\psi & -c\phi s\theta \\ -s\phi c\theta c\psi - c\phi s\psi & -s\phi c\theta s\psi + c\psi c\phi & s\phi s\theta \\ s\theta c\psi & s\theta s\psi & c\theta \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

onde usamos a abreviação $c=\cos$ e $s=\sin$ e:

$$R_3(\phi) = \begin{bmatrix} c\phi & s\phi & 0 \\ -s\phi & c\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R_2(\theta) = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix}, R_3(\psi) = \begin{bmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

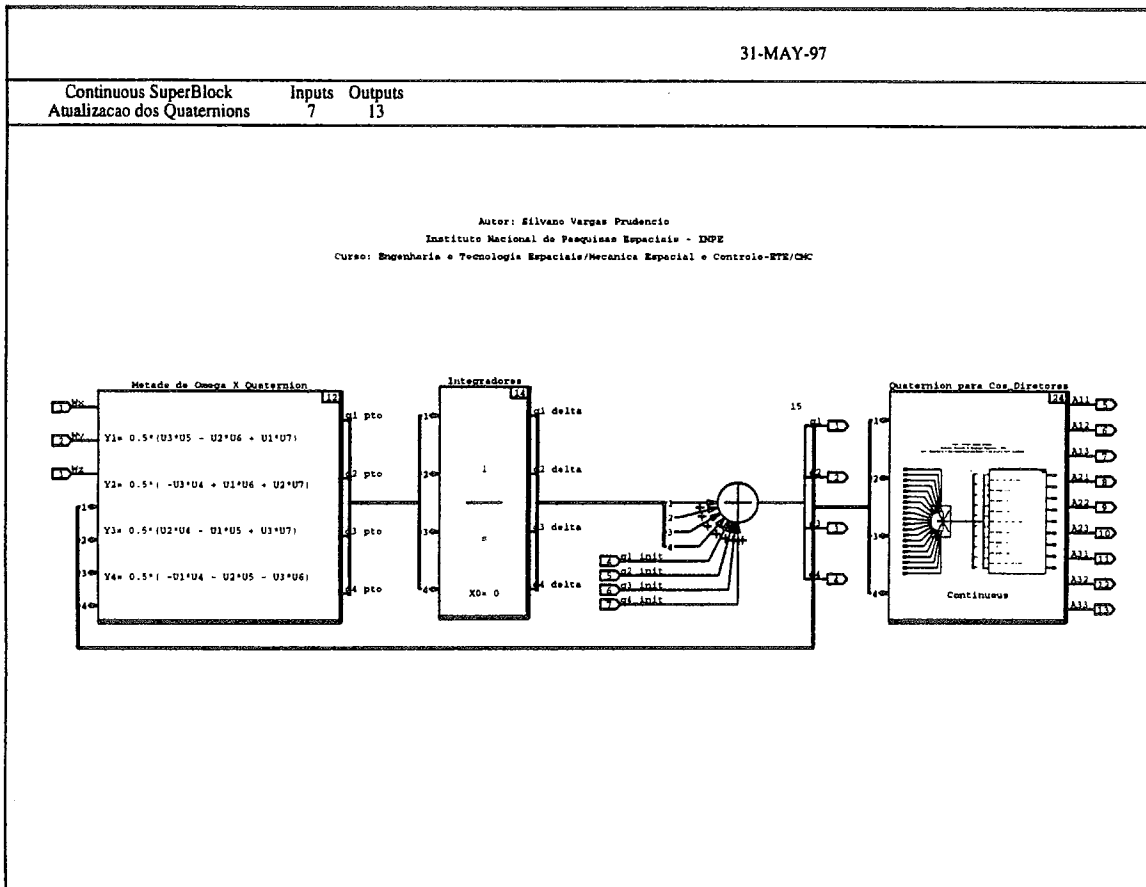


Fig. 3.13 - Realização em diagrama de blocos referente à equação cinemática da atitude parametrizada por quaternions q_i .

Usando esta parametrização encontramos da Equação 3.16 as equações diferenciais cinemáticas (Wertz, 1978):

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= -(\omega_x \cos \phi - \omega_y \sin \phi) / \sin \theta \\ \dot{\theta} &= \omega_y \cos \phi + \omega_x \sin \phi \\ \dot{\phi} &= \omega_z - \psi \cos \theta\end{aligned}\quad (3.23)$$

onde $\vec{\omega}$ é o vetor velocidade angular do satélite. A Figura 3.14 ilustra uma realização em diagrama de blocos das equações cinemáticas da atitude parametrizadas pelos ângulos de Euler.

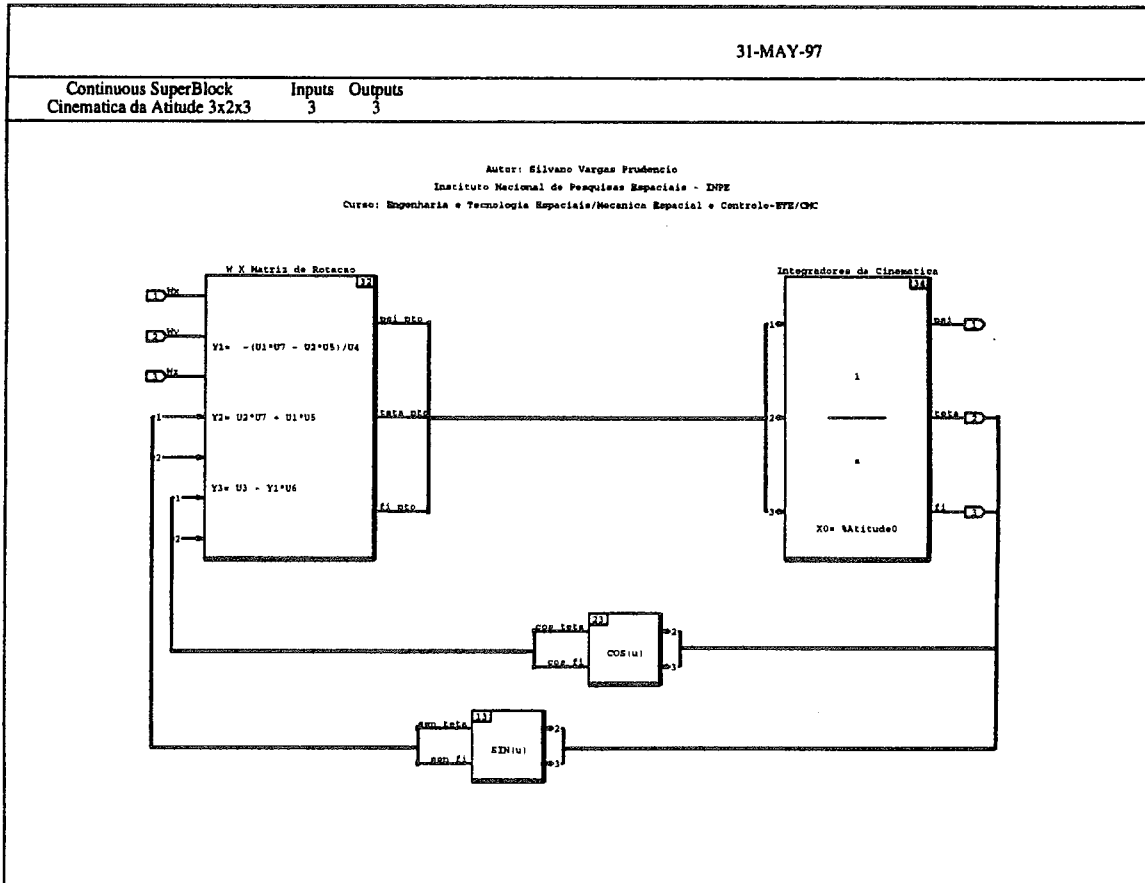


Fig. 3.14 - Realização em diagrama de blocos referente às equações cinemáticas da atitude parametrizada pelos ângulos de Euler (ψ , θ , ϕ).

Estas parametrizações clássicas desempenham um papel importante em muitas descrições cinemáticas e geométricas de movimento, especialmente na dinâmica de satélites. A ausência de funções trigonométricas nas equações diferenciais cinemáticas que utilizam parâmetros de Euler faz estas equações mais atrativas do que as que utilizam parametrização por ângulos de Euler para muitas aplicações. Também, note que as equações diferenciais parametrizadas pelos parâmetros de Euler são rigorosamente lineares e universalmente não singulares, em contraste as equações cinemáticas parametrizadas pelos ângulos de Euler.

3.6 - Sensores de Atitude

Para o controle de atitude do SACI-1 serão utilizados dois tipos de sensores de atitude: dois sensores solares do tipo analógico de dois eixos que fornecerão dois ângulos para referência do Sol e um magnetômetro de três eixos que detectará a direção e magnitude do campo magnético. Estas informações serão utilizadas pelo computador de bordo (algoritmos de determinação e controle de atitude - tratados no próximo Capítulo) para calcular os sinais de controle que agirão sobre as bobinas magnéticas. Descreveremos a seguir algumas características destes sensores assim como seus modelos matemáticos.

3.6.1 - Sensor Solar Analógico de Dois Eixos

O sensor solar analógico proverá quatro saídas analógicas que serão usadas para medir os desvios angulares do eixo de rotação do satélite em relação ao vetor Sol (provendo uma referência para o controle de atitude de bordo) e para verificar a presença do Sol dentro de seu campo de visada. O sensor solar analógico será usado durante os modos de aquisição do Sol e de controle (manutenção) da direção do eixo de rotação.

O princípio de medida do sensor solar (Dias, 1995) é baseado na projeção de uma placa refletora de sombra. O Sol projeta a sombra da placa na forma de cruz sobre quatro células solares.

Os quatro sinais analógicos de saída providos pelo sensor solar correspondem a:

- uma componente α_s do ângulo de medida (2 sinais)
- uma componente β_s do ângulo de medida (2 sinais)

Definindo o eixo Z do sensor, Z_s , normal ao plano contendo as quatro células solares que fornecem as duas medidas do sensor, o eixo- Z_s será o *boresight* do sensor e o nulo óptico das células e os eixos X_s e Y_s do sensor serão perpendiculares ao eixo Z_s .

Os ângulos ψ_s e θ_s são o azimute e a coelevação, respectivamente, do vetor Sol nas coordenadas do sensor o qual tem o pólo positivo ao longo do *boresight* do sensor e o meridiano de referência ao longo do eixo $+X_s$.

Desta forma podemos reparametrizar as medidas do sensor solar analógico de dois eixos em termos dos ângulos entre as projeções da linha do Sol nos planos Y_s-Z_s e X_s-Z_s e o eixo- Z_s como ilustrado na Figura 3.15. Os ângulos α_s e β_s são rotações ao redor dos eixos $-X_s$ e Y_s , respectivamente, dados por (Wertz, 1978):

$$\begin{aligned}\tan \beta_s &= \tan \theta_s \cos \psi_s \\ \tan \alpha_s &= \tan \theta_s \sin \psi_s\end{aligned}\tag{3.24}$$

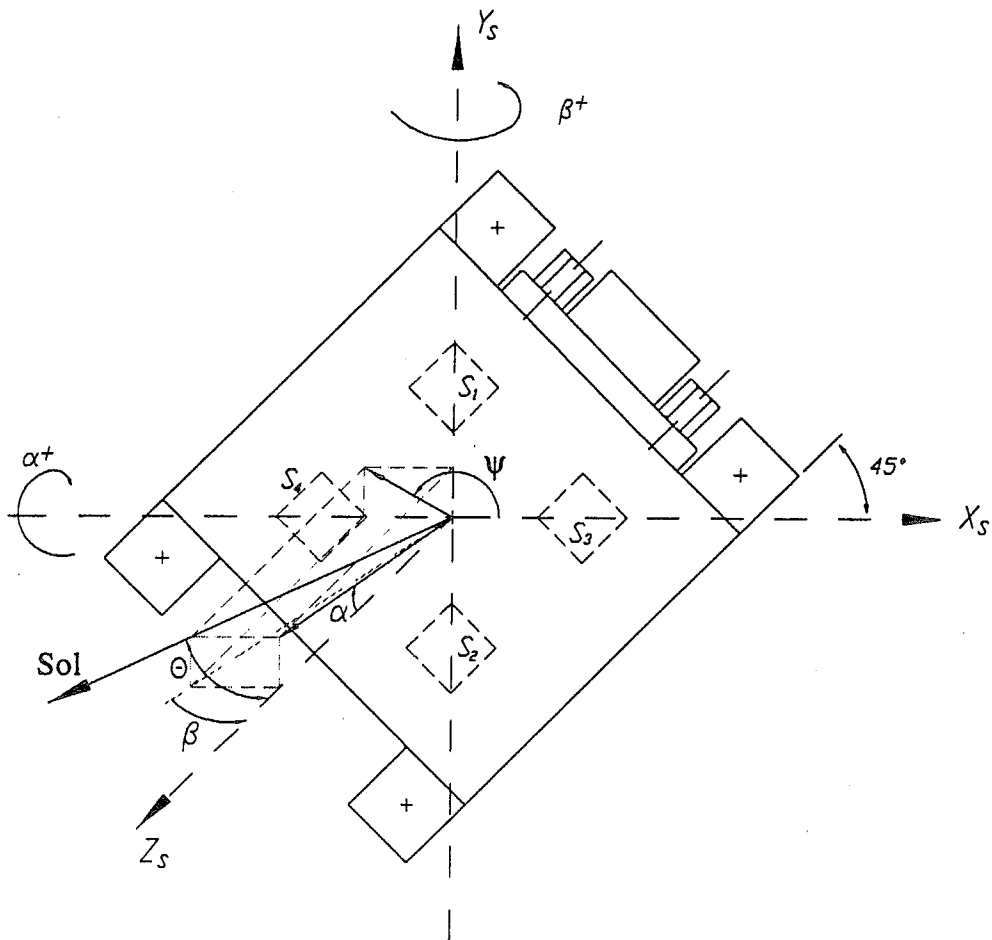


Fig. 3.15 - Ângulos do vetor Sol nos eixos do sensor.
 FONTE: Dias (1995), p. 5.

Para o SACI-1 existem dois sensores. Um sensor estará localizado do lado dos painéis solares voltados para o Sol, no mesmo plano dos painéis solares. Isto permitirá apontar os painéis solares para o Sol para gerar energia e realizar uma das estratégias do controle de atitude (apontar o eixo de rotação para o Sol). O outro sensor será montado no lado oposto à direção dos painéis voltados para o Sol fazendo um ângulo de 45° com os painéis. Este sensor será usado no modo de aquisição do Sol após a fase de lançamento. Na Figura 3.16 mostramos a localização dos sensores em relação ao satélite.

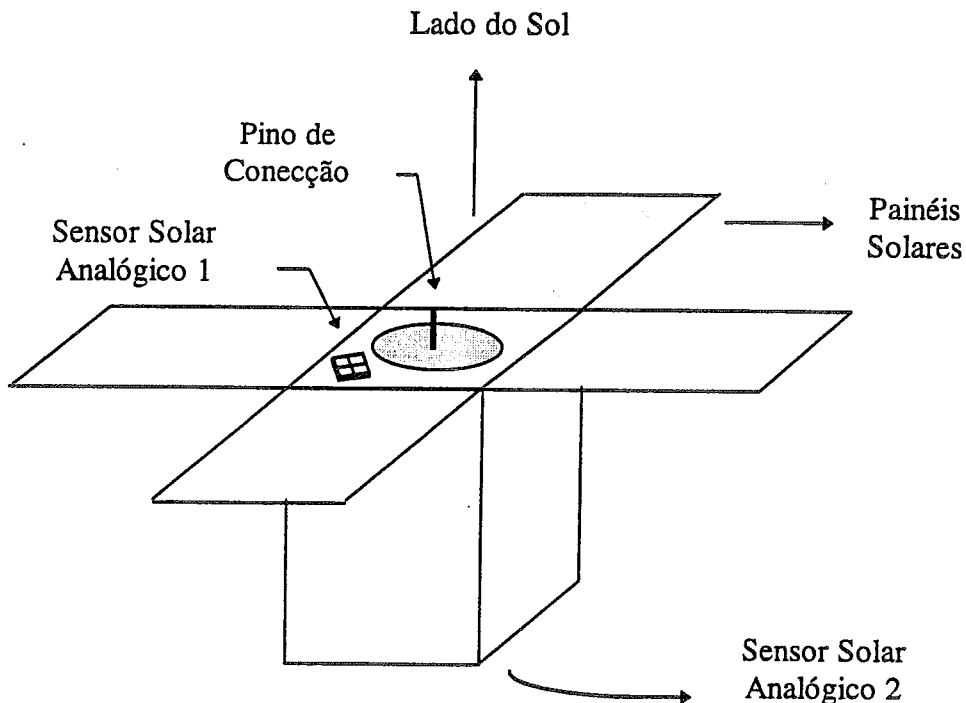


Fig. 3.16 - Localização do sensor solar analógico em relação ao satélite.
 FONTE: Dias (1995), p. 3.

A Figura 3.17 mostra a realização em diagrama de blocos de um dos sensores solares analógicos de dois eixos (sensor solar 01). O modelo do sensor solar (apresentado abaixo) é realizado por um procedimento comum aos dois sensores (os sensores são idênticos). A simulação da sombra é realizada levando os níveis dos sinais analógicos de saída dos sensores para um nível abaixo de um limiar predeterminado (por exemplo: 0 Volts). A posição do Sol simulada (vetor $\vec{S} = (S_x \ S_y \ S_z)^T$) representada no referencial do satélite é transformada para o referencial do sensor. Assumimos, conforme mostra a Figura 3.16, que o sensor está alinhado com o sistema de eixos definido como referencial do satélite. Esta transformação difere para o sensor solar 02 o qual está no lado oposto aos painéis e formando um ângulo de 45° com estes.

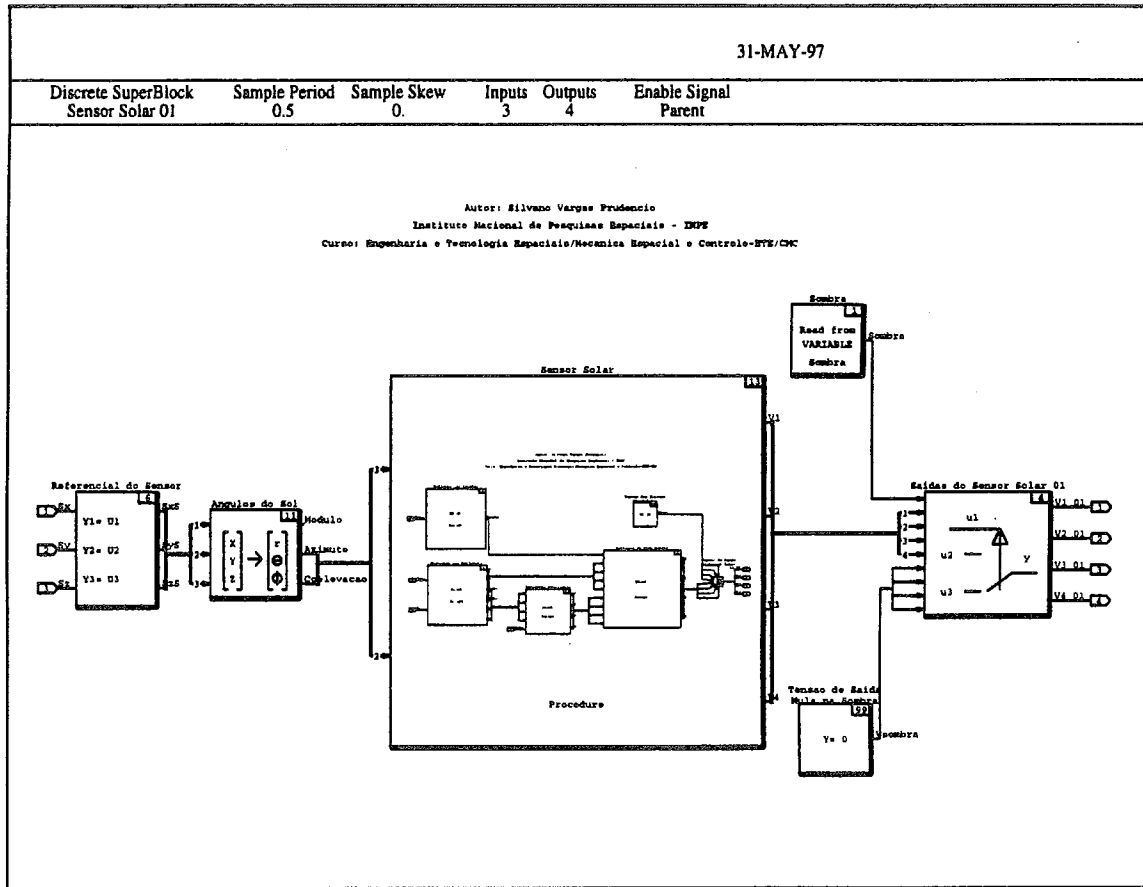


Fig. 3.17 - Realização em diagrama de blocos referente ao sensor solar analógico de dois eixos.

3.6.1.1 - Modelo do Sensor Solar

Para o modelo do sensor solar entramos com os ângulos (ψ_s e θ_s) do vetor Sol nas coordenadas do sensor e saímos com as tensões (V_1, V_2, V_3, V_4) das quatro células. O modelo serve para simular o comportamento do sensor quando iluminado pelo Sol, incluindo fatores geométricos e reflexão do sinal na superfície das células, conforme definido por Dias (1995).

A reflexão das células solares R_θ do sensor é dada por (Dias, 1995):

$$R_\theta = \begin{cases} 1, & \text{se } \theta_s \geq 90^\circ \\ R_0, & \text{se } \theta_s = 0^\circ \\ \left[\frac{\tan^2(\theta_s - \theta_L) + \sin^2(\theta_s - \theta_L)}{\tan^2(\theta_s + \theta_L) + \sin^2(\theta_s + \theta_L)} \right] \cdot \frac{(1 - 0.242159 \cos^{0.7} \theta_s)}{2}, & \text{se } 0^\circ < \theta_s < 90^\circ \end{cases} \quad (3.25)$$

onde, $\theta_L = \sin^{-1}\left(\frac{\sin \theta_s}{1.86}\right)$ e $R_0 = 0.068524$.

Apresentamos na Tabela 3.2 oito casos distintos para a resposta produzida pelas quatro células do sensor (R_1, R_2, R_3, R_4) conforme descrito por Dias (1995).

TABELA 3.2 - RESPOSTAS DAS CÉLULAS SOLARES PARA OITO CASOS DISTINTOS

<i>Casos</i>	R_1	R_2	R_3	R_4
$a \geq 0$ e $b \geq 0$ e $a_{abs} \leq b_{abs}$	O_2	O_3	O_1	O_4
$a \leq 0$ e $b > 0$ e $a_{abs} \leq b_{abs}$	O_1	O_4	O_2	O_3
$a < 0$ e $b \geq 0$ e $a_{abs} \geq b_{abs}$	O_1	O_4	O_3	O_2
$a < 0$ e $b \leq 0$ e $a_{abs} \geq b_{abs}$	O_2	O_3	O_4	O_1
$a \leq 0$ e $b < 0$ e $a_{abs} \leq b_{abs}$	O_3	O_2	O_4	O_1
$a \geq 0$ e $b < 0$ e $a_{abs} \leq b_{abs}$	O_4	O_1	O_3	O_2
$a > 0$ e $b \leq 0$ e $a_{abs} \geq b_{abs}$	O_4	O_1	O_2	O_3
$a > 0$ e $b \geq 0$ e $a_{abs} \geq b_{abs}$	O_3	O_2	O_1	O_4

Da Tabela temos que a e b são definidos por:

$$\begin{aligned} a &= \sqrt{2} \tan \theta_s (\cos \psi_s - \sin \psi_s) \\ b &= \sqrt{2} \tan \theta_s (\cos \psi_s + \sin \psi_s) \end{aligned} \quad (3.26)$$

a_{abs} e b_{abs} são os módulos ou os valores absolutos de a e b , respectivamente. Definindo M e m como os valores máximo e mínimo, respectivamente dos valores absoluto de a e b :

$$\begin{aligned} M &= \max(a_{abs}, b_{abs}) \\ m &= \min(a_{abs}, b_{abs}) \end{aligned} \quad (3.27)$$

Definindo o fator de reflexão das células R_f , como:

$$R_f = \frac{1 - R_\theta}{1 - R_0} \quad (3.28)$$

Podemos exprimir as variáveis auxiliares O_1, O_2, O_3 e O_4 em dois casos distintos:

Se $a_{\text{abs}} \leq 1$ e $b_{\text{abs}} \leq 1$ então:

$$\begin{aligned}
 O_1 &= \cos \theta_s R_f \\
 O_2 &= \cos \theta_s \left(1 - m + \frac{mM}{2} \right) R_f \\
 O_3 &= \cos \theta_s \left(1 - M + \frac{mM}{2} \right) R_f \\
 O_4 &= \cos \theta_s (1 - m - M + mM) R_f
 \end{aligned} \tag{3.29}$$

Se $a_{\text{abs}} > 1$ ou $b_{\text{abs}} > 1$ então:

$$\begin{aligned}
 O_1 &= \cos \theta_s R_f \\
 O_2 &= \cos \theta_s \left(1 - \frac{mM}{2} \right) R_f \\
 O_3 &= \cos \theta_s \left(\frac{mM}{2} \right) R_f \\
 O_4 &= 0
 \end{aligned} \tag{3.30}$$

Sabendo-se que a tensão máxima nominal das células é de 60 mV, podemos calcular as tensões de saída do sensor solar.

Seja $V_{\text{max}} = 60$ mV, então:

$$\begin{aligned}
 V_1 &= V_{\text{max}} R_1 \\
 V_2 &= V_{\text{max}} R_2 \\
 V_3 &= V_{\text{max}} R_3 \\
 V_4 &= V_{\text{max}} R_4
 \end{aligned} \tag{3.31}$$

A realização em diagrama de blocos referente ao modelo dos sensor solar (válido para os dois sensores solares) é ilustrada na Figura 3.18.

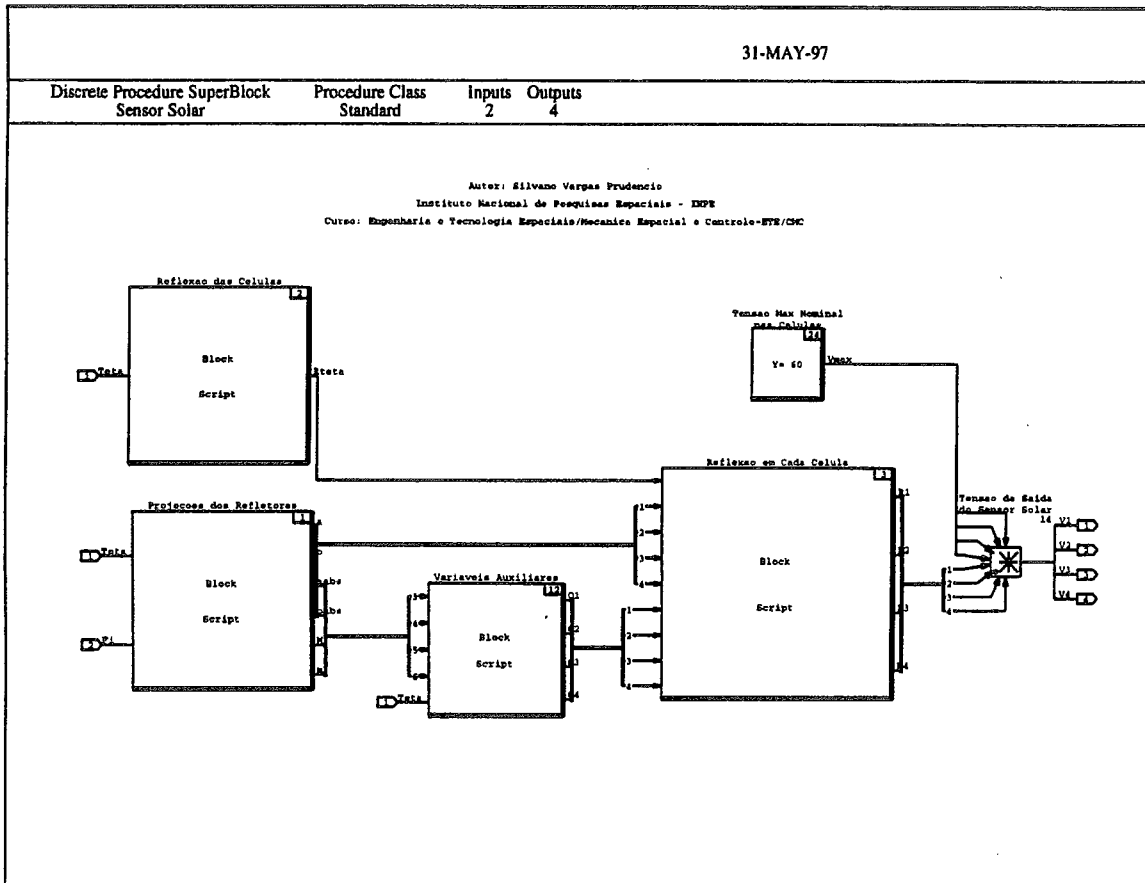


Fig. 3.18 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do sensor solar analógico de dois eixos.

Os sensores solares analógicos estão entre os tipos de sensores mais largamente utilizados e tem várias características altamente desejáveis para microssatélites. Eles não têm consumo de potência ou podemos dizer que sua potência é auto gerada e é um tipo de sensor muito compacto. Tem uma precisão de medida suficiente para controlar a atitude do satélite. O albedo da Terra pode causar algum erro de medida, mas a configuração das células do sensor minimiza a influência do albedo quando o satélite está na atitude nominal, isto é apontando para o Sol.

As saídas do sensor solar analógico vão do sensor para as entradas da interface analógica no Subsistema Computador de Bordo. As tensões adquiridas pelo computador de bordo ainda receberão um ganho. Portanto, quando utilizadas, estas devem ser divididas pelo devido ganho para restituir as tensões na saída do sensor.

Para a simulação do comportamento do sensor no Sol um sinal aleatório representando o ruído e um fator multiplicativo para simular a variação do sinal com a temperatura devem ser somados às equações acima.

3.6.2 - Magnetômetro de Três Eixos

Os magnetômetros são largamente usados como sensores de atitude de satélites por uma variedade de razões: 1) eles são sensores vetoriais, provendo a direção e a magnitude do campo magnético sempre disponíveis em qualquer parte da órbita - não sendo afetados, por exemplo, pelo vôo dentro de um eclipse e em qualquer altitude que o satélite adotar; 2) são confiáveis, leves e têm baixos requisitos de potência; 3) operam sobre uma larga faixa de temperatura.

Os magnetômetros consistem de duas partes (Wertz, 1978): *um sensor magnético* e uma *unidade eletrônica* que transforma as medidas do sensor em um formato usável (por exemplo: tensões). Os sensores de campo magnético são divididos em duas categorias principais: *magnetômetros de quantum*, que utilizam propriedades atômicas fundamentais ou ressonância magnética nuclear; e *magnetômetros de indução*, que são baseados na lei de indução magnética de Faraday. Em particular, os magnetômetros de indução são de dois tipos: *magnetômetros "fluxgate"* e *"search-coil"*. Os princípios de operação funcional do magnetômetro *fluxgate* são abordados por Wertz (1978).

O satélite SACI-1 utilizará um magnetômetro vetorial de três eixos do tipo *fluxgate* alinhado com os eixos do satélite de forma a medir as componentes do campo magnético local da Terra \vec{B} ; estes dados serão usados nos algoritmos de controle de atitude para determinar quando o controle é requerido, que torques são necessários e como gerá-los; e agirão nos modos de operação: controle de precessão, controle de velocidade de rotação, "spin-up" do satélite e aquisição do Sol.

3.6.2.1 - Modelo do Magnetômetro

A saída de um magnetômetro vetorial de três eixos do tipo *fluxgate* é dada por (Wertz, 1978):

$$\vec{V} = A\vec{B} + \vec{V}_0 \quad (3.32)$$

onde a componente \vec{V} são as tensões de saídas das três unidades, A é uma matriz 3x3, que inclui os fatores de escala e os dados de alinhamento, \vec{B} é o vetor campo magnético local nas coordenadas do satélite, e \vec{V}_0 é o "bias" de voltagem do magnetômetro. Os 12 parâmetros, A e \vec{V}_0 , os quais definem a calibração do magnetômetro, resultam de um ajuste de mínimos quadrados dos dados da Equação 3.32. A saída analógica, \vec{V} , passa através de um conversor analógico/digital provendo a saída digitalizada

$$\vec{N}_v = \begin{bmatrix} \text{Int}(c_1 V_1 + 0.5) \\ \text{Int}(c_2 V_2 + 0.5) \\ \text{Int}(c_3 V_3 + 0.5) \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

onde $\text{Int}(x)$ é a parte inteira de x e c_1, c_2, c_3 são os fatores de conversão analógico/digital.

A Figura 3.19 mostra uma realização simplificada em diagrama de blocos referente ao modelo do sensor magnetômetro de três eixos, modelado como um ganho unitário entre o campo magnético simulado e os sinais analógicos de saída.

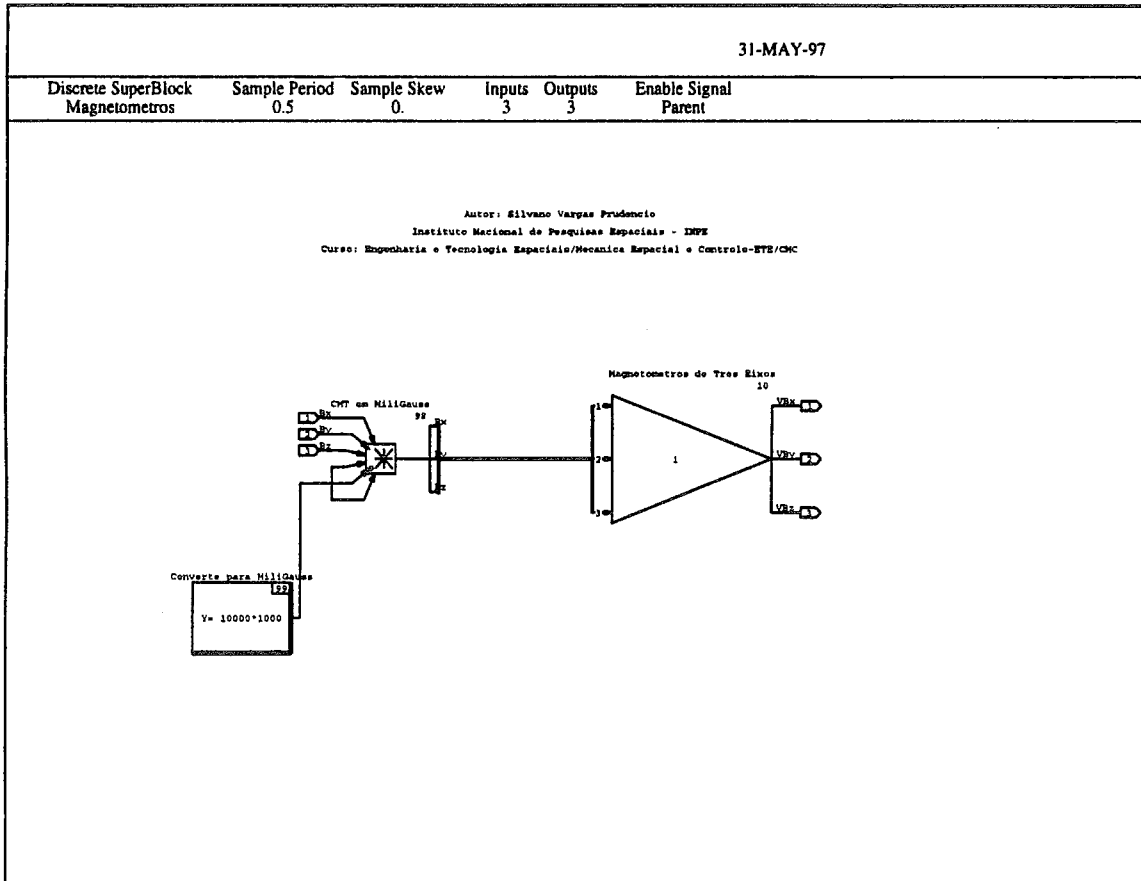


Fig. 3.19 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do sensor magnetômetro de três eixos.

3.7 - Computador de Bordo

A presença de um computador no satélite oferece muitas vantagens, tanto para os testes durante a montagem do satélite como para a preparação para o lançamento. O computador de bordo pode também ser usado imediatamente após o lançamento para verificar a integridade dos equipamentos do satélite, capacitando as medidas de desempenho que seriam difíceis de serem executadas em terra. Outra vantagem é que mudanças podem ser feitas nas medidas e programas do computador após o lançamento, adaptando assim os objetivos do projeto para novas condições operacionais ou descobertas científicas.

3.7.1 - O Projeto Geral do Computador

O computador de bordo do satélite SACI-1 é uma Transputer T805 da INMOS. Este computador tem características de *hardware* específicas e utiliza uma linguagem de programação própria OCCAM II com característica de processamento concorrente que tira proveito da arquitetura do Transputer. Entretanto as características gerais do computador de bordo não diferem das características normais de um computador genérico (veja a Figura 3.20). Como outros computadores, ela tem uma unidade lógica e aritmética (ULA), uma unidade de controle (UC), a qual assegura que as diferentes operações se executam em uma seqüência própria, um controle de entrada e saída (CES), a qual controla a interface com os sistemas de controle de atitude, de comunicação e de medida, e finalmente uma memória (MEM).

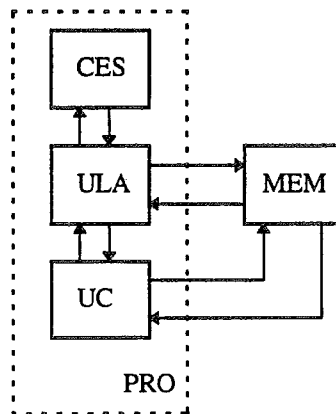


Fig. 3.20 - Esquema geral do computador de bordo. ULA unidade lógica aritmética. UC unidade de controle. CES controle de entrada e saída. MEM memória. As três primeiras unidades são referidas como o processador PRO.

A unidade lógica e aritmética, a unidade de controle e o controle de entrada e saída são juntos referidos como o processador (PRO).

A principal característica, do ponto de vista do SCA do satélite, em relação ao computador de bordo, é o processamento concorrente dos algoritmos das leis de controle, da lógica de comutação dos modos de operação, da determinação das velocidades angulares e do processamento dos sinais dos sensores, os quais se executarão neste de forma autônoma. Trataremos destes algoritmos no próximo capítulo.

Além das funções referentes ao SCA, o computador de bordo deve checar a funcionalidade dos outros subsistemas do satélite, realizar uma reconfiguração no sistema caso algum equipamento falhe, receber telecomandos de Terra, decodificá-los e então tomar as ações necessárias, enviar dados de telemetria para a Terra e receber e enviar dados e comandos para os diversos experimentos a bordo. Todas estas tarefas são executadas concorrentemente com as tarefas relacionadas com o controle de atitude.

CAPÍTULO 4

ANÁLISE E PROJETO DO CONTROLADOR

No Capítulo anterior desenvolvemos, modelamos e verificamos os Modelos do Satélite e os Modelos do Ambiente em sua forma gráfica, e os relacionamos com seus respectivos modelos matemáticos. Neste capítulo projetaremos o *Controlador do Sistema* (i.e. os algoritmos de determinação das velocidades e controle de atitude) que corresponde ao código de voo referente ao controle de atitude do satélite, o qual irá embarcado neste e executará de forma autônoma. Assim como os Modelos do Satélite e os Modelos do Ambiente, projetaremos os *Modelos do Controlador* representados por equações não lineares utilizando o ambiente gráfico de projeto e simulação SystemBuild.

Quando o projeto preliminar do controlador estiver completo, este será incorporado aos Modelos do Satélite/Ambiente para simulação, ainda, em tempo não real. Esta simulação em *malha fechada* possibilitará verificar o desempenho do sistema resultante através dos gráficos gerados.

Assim, no processo de projeto do controlador do SCA autônomo do microssatélite, uma rápida iteração entre o projeto do controlador, a análise de desempenho, as simulações em tempo não real do sistema e as visualizações dos resultados das simulações são alcançadas.

4.1 - Projeto do Controlador

Projetaremos a seguir o *controlador do sistema* (i.e. os algoritmos de determinação das velocidades e controle de atitude) que correspondem ao código de voo, o qual irá a bordo do satélite e se executará de forma autônoma.

O projeto do controlador visa atender os requisitos básicos da missão, que são: 1) imprimir velocidade de rotação ao satélite visando estabilizá-lo em torno do eixo de maior momento de inércia (eixo longitudinal, normal ao plano dos painéis solares abertos); 2) a Aquisição do Sol visando apontar o eixo de rotação (painéis solares) para o Sol a partir de uma atitude qualquer após a separação satélite-último estágio do lançador e a abertura dos painéis solares; 3) o Controle de Precessão para manter o apontamento para o Sol com uma precisão em torno de $\pm 2^\circ$ e 4) o Controle da Velocidade de Rotação para manter a velocidade de rotação em torno da velocidade nominal (6 ± 1 rpm) e garantir a rigidez giroscópica associada à estabilização por rotação.

A Tabela 4.1 ilustra a relação entre os modos de operação do SCA (não mutuamente exclusivos e formados a partir dos requisitos da missão) e as respectivas fases da missão para o satélite SACI-1.

TABELA 4.1 - RELAÇÃO ENTRE AS FASES DA MISSÃO E OS MODOS DE OPERAÇÃO DO SCA

FASES	MODOS DE OPERAÇÃO
- Lançamento	- Stand By - Inicialização
- Aquisição da Atitude	- Imprimir Rotação ao Satélite - Aquisição do Sol
- Rotina	- Controle de Precessão - Manutenção da Velocidade de Rotação
- Sobrevivência em Segurança	- Emergência

Para alcançar os objetivos acima o controlador do sistema foi dividido em diversos módulos, cuja realização em diagrama de blocos está ilustrada na Figura 4.1. Estes módulos têm as seguintes características:

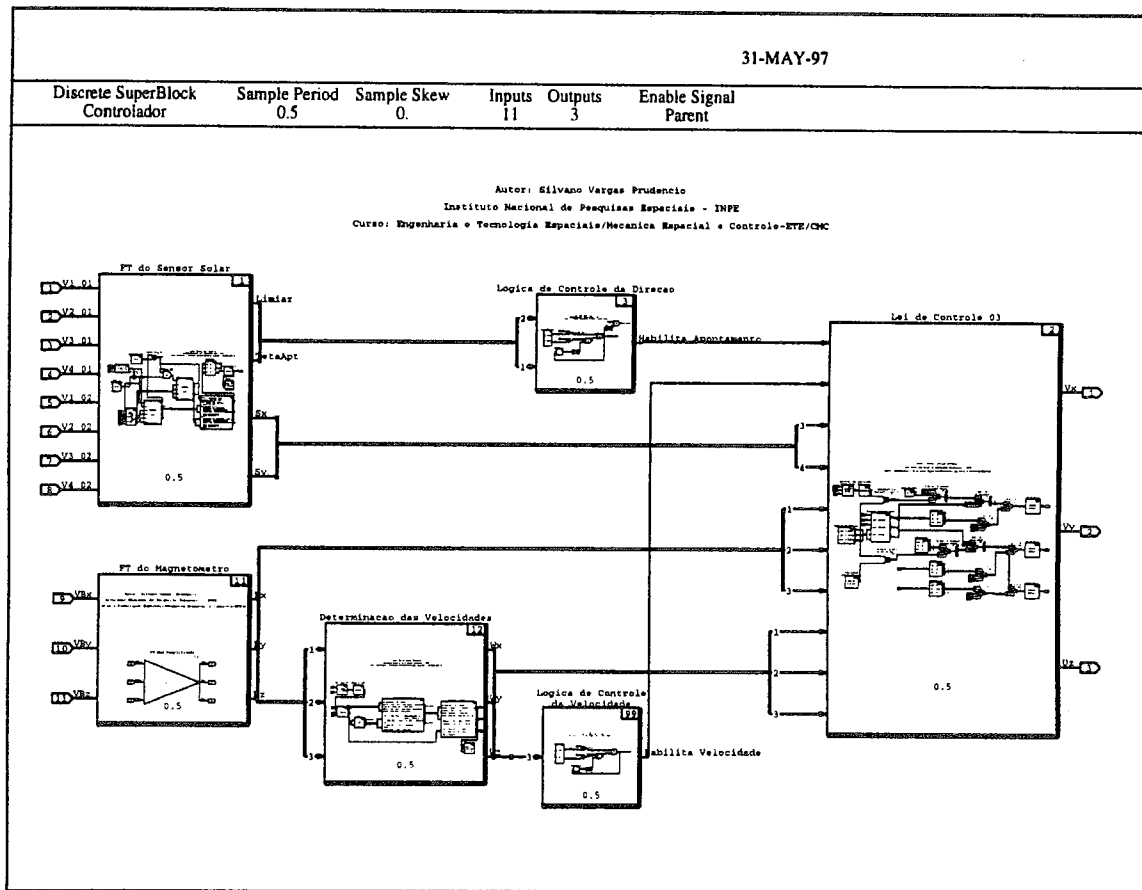


Fig. 4.1 - Realização em diagrama de blocos do controlador do sistema.

Funções de Transferência dos Sensores: O termo função de transferência será usado aqui para representar relações de entrada e saída, mesmo sendo estas relações

não lineares. A principal característica deste módulo é decodificar os sinais analógicos (as tensões) medidos pelos sensores em valores (ângulos e coordenadas cartesianas) utilizados pelos algoritmos de determinação das velocidades angulares e controle de atitude. Existe uma função de transferência para os sensores solares e uma função de transferência para os magnetômetros. Para a função de transferência dos sensores solares, esta verifica ainda qual dos sensores está iluminado e processa os sinais deste sensor. Caso nenhum sensor estiver iluminado ou o satélite estiver na sombra da Terra o último valor medido é mantido para atualização das leis de controle. Neste módulo realiza-se ainda a orientação (transformação de referenciais) dos vetores medidos pelos sensores para o referencial do satélite.

Algoritmos de Determinação das Velocidades: Utilizado para determinar as velocidades angulares do satélite a partir das componentes (em magnitude e sentido) do vetor campo magnético local medido pelo magnetômetro.

Lógica de Comutação: O módulo lógica de comutação é dividido em duas partes: uma para a lógica de controle de direção do eixo de rotação e a outra para a lógica de controle da magnitude da velocidade de rotação. Estas lógicas indicam quando os algoritmos de controle de atitude (leis de controle) estarão habilitados para atuarem. Se estes estiverem desabilitados os sinais de controle enviados às bobinas magnéticas serão desabilitados. Estas lógicas têm como entradas uma variável indicando a presença de Sol e o ângulo de apontamento medido pelo sensor solar para o caso do controle de direção; e a componente ω_z da velocidade angular de rotação do satélite para o caso da lógica de controle de magnitude da velocidade.

Algoritmos de Controle de Atitude: Este módulo corresponde às leis de controle que governarão as polaridades das bobinas magnéticas.

4.2 - Funções de Transferência dos Sensores

4.2.1 - Função de Transferência dos Sensores Solares

A função de transferência de sensor solar é usada a bordo do satélite e tem como entradas os sinais analógicos (ou seja, as tensões V_1 , V_2 , V_3 e V_4 medidas) fornecidos pelo sensor solar. Estes sinais são transformados em ângulos para serem utilizados pelas leis de controle. Estes ângulos, ilustrados na Figura 4.2, correspondem aos ângulos de azimute e coelevação (ψ_s , θ_s , respectivamente) para o modo de aquisição do Sol ou aos ângulos de rotação em torno dos eixos $-X_s$ e $+Y_s$ (α_s , β_s , respectivamente) do sensor solar para o modo de apontamento. Estes ângulos estão escritos no referencial do sensor solar e para que tenham sentido é preciso que o Sol esteja na visada do sensor e isto é verificado através do limiar de presença do Sol. A relação entre os ângulos α_s e β_s e os ângulos ψ_s e θ_s é dada por:

$$\begin{aligned} \tan \beta_s &= \tan \theta_s \cos \psi_s \\ \tan \alpha_s &= \tan \theta_s \sin \psi_s \end{aligned} \quad (4.1)$$

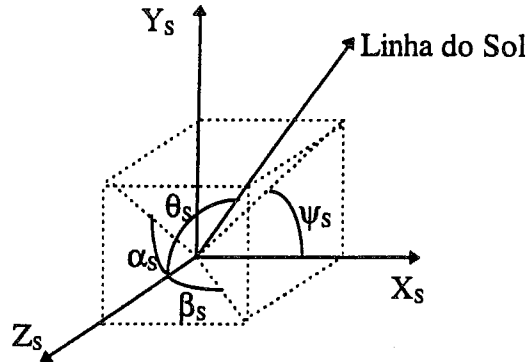


Fig. 4.2 - Ângulos de referência do sensor solar analógico de dois eixos do SACI-1.

4.2.1.1 - Limiar de Presença do Sol

O limiar de presença do Sol é usado para confirmar a presença do Sol, a bordo do satélite, no modo de apontamento e no modo de aquisição do Sol. Este valor é calculado baseado nas condições de toda órbita.

Segundo Dias (1995), teoricamente o sensor solar analógico pode ter um campo de visada de π steradianos (180°), mas na prática isto não é verdade. O sensor solar analógico pode “ver” o Sol até 180° , mas há duas razões para não usar este campo de visada completo. Primeiro de tudo é necessário prevenir reflexões de partes visíveis do satélite. Isto é conseguido por meio de uma placa refletora externa ao sensor. A segunda razão é que o albedo refletido da Terra pode emitir um sinal falso do Sol. Para evitar isto, um limiar é definido acima do qual radiações da Terra não são capazes de gerar sinal. Se o sinal é maior do que o limiar, o Sol está certamente presente.

A Figura 4.3 mostra a soma nominal dos quatro sinais analógicos de saída do sensor solar e o limiar de presença do Sol.

Quando o Sol entra no campo de visada do sensor a soma aumenta e é possível determinar a presença do Sol. Isto é feito comparando o resultado da soma com o limiar de presença do Sol. Quando a soma é maior do que o limiar, o Sol está dentro do campo de visada do sensor. Dias (1995) diz que o limiar de presença do Sol deve ser alto o suficiente para uma detecção falsa do Sol devido ao albedo da Terra e baixo o suficiente para indicar a presença do Sol, quando o Sol está dentro do campo de visada, para todas as condições durante o voo. E define, ainda, o limiar de presença do Sol para o satélite SACI-1 igual a 60 mV.

Com a soma dos sinais das quatro células solares:

$$V_{\text{total}} = V_1 + V_2 + V_3 + V_4 \quad (4.2)$$

e considerando o limiar de 60 mV, temos que se $V_{\text{total}} \geq 60$ mV, a presença do Sol é obtida quando o Sol entrar em um ângulo de cone, no modo de aquisição, de aproximadamente 116° centrado no eixo $+Z_s$ do sensor solar.

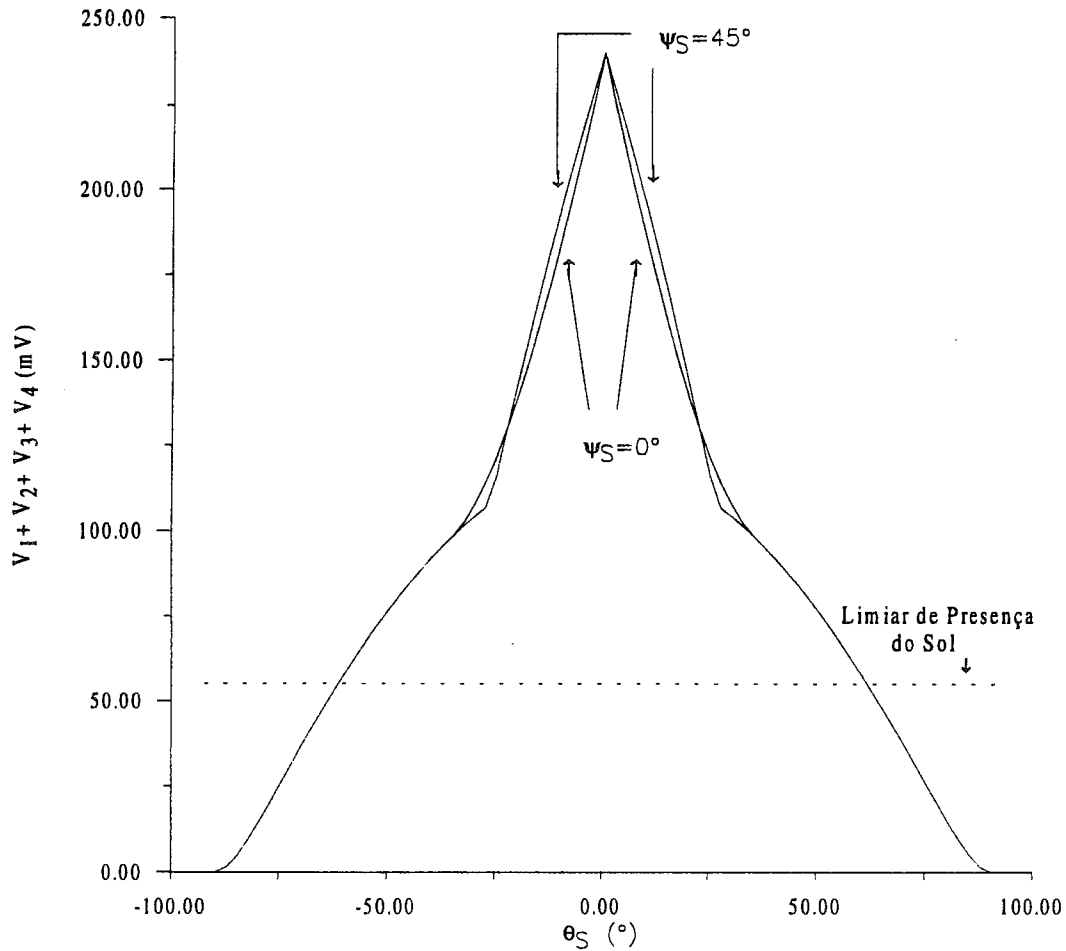


Fig. 4.3 - Soma dos sinais de saída analógicos V_1 , V_2 , V_3 e V_4 .

Dias (1995) propõe uma segunda forma para o cálculo do limiar, onde cada célula solar é processada separadamente, estendendo assim a região de detecção do Sol. Desta maneira o Sol é considerado estar no campo de visada do sensor quando o sinal de pelo menos uma das quatro células for maior do que um limiar. Fazendo isto o campo de visada é estendido para aproximadamente 141° . O limiar individual das células é 17 mV.

4.2.1.2 - Orientação dos Sensores Solares e Definição do Ângulo de Apontamento

O vetor posição do Sol nas coordenadas do sensor deve ser transformado para as coordenadas do satélite para ser utilizado pelas leis de controle escritas neste referencial. Para isto o sensor solar deve estar iluminado. A transformação é dada por (Wertz, 1978):

$$\vec{\hat{S}}_{ss} = A_{ss}^T \vec{\hat{S}} = A_{ss}^T \begin{bmatrix} \hat{S}_x \\ \hat{S}_y \\ \hat{S}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} = \frac{1}{(\tan^2 \alpha_s + \tan^2 \beta_s + 1)^{1/2}} \begin{bmatrix} \tan \beta_s \\ \tan \alpha_s \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

onde $\vec{S}_{ss} = (X_s \ Y_s \ Z_s)^T$ e $\vec{S} = (\hat{S}_x \ \hat{S}_y \ \hat{S}_z)^T$ são o vetor unitário Sol nas coordenadas do sensor e do satélite, respectivamente. A matriz A_{SS} é a matriz de transformação de coordenadas do referencial do satélite para o referencial do sensor. A relação da Equação 4.1 é substituída na Equação 4.3 se o sensor estiver no modo de aquisição do Sol.

O ângulo de apontamento medido pelo sensor solar, $\theta_{apt \ medido}$, é definido como o ângulo entre o eixo z do satélite e o vetor satélite Sol sendo expresso por:

$$\theta_{apt \ medido} = \cos^{-1}(\hat{S}_z) \quad (4.4)$$

Uma realização em diagrama de blocos da função de transferência do sensor solar é apresentada na Figura 4.4.

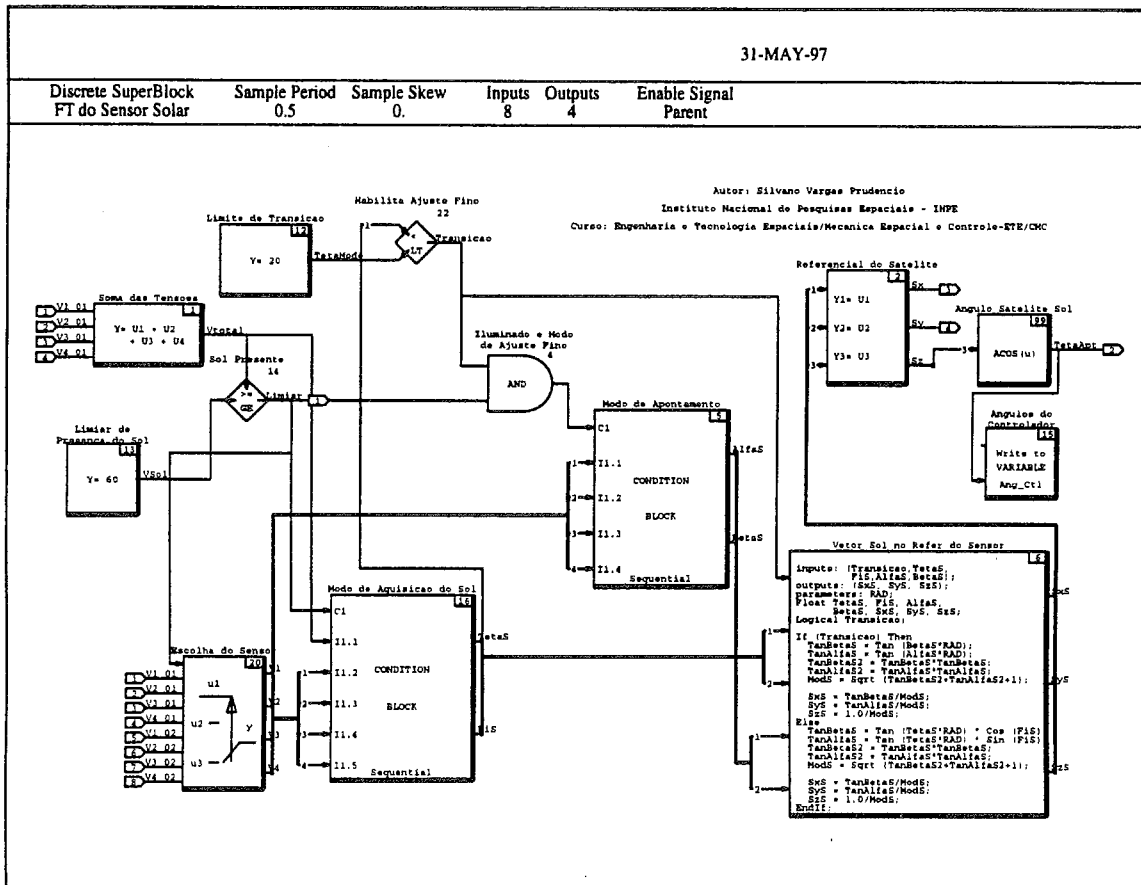


Fig. 4.4 - Realização em diagrama de blocos referente à função de transferência do sensor solar.

Apresentaremos a seguir os processamentos dos sinais analógicos do sensor para os modos de aquisição do Sol e de apontamento correspondente aos dois procedimentos da figura acima. Estes processamentos são executados somente se um

dos sensores solares estiver na presença do Sol, caso contrário o último valor medido é utilizado no processamento do vetor satélite Sol.

4.2.1.3 - Modo de Aquisição do Sol

O primeiro modo de trabalho do sensor solar analógico é o modo de aquisição do Sol. Neste modo o sensor solar tem uma precisão de medida um pouco reduzida, mas o campo de visada é correspondentemente aumentado.

Usamos a soma da Figura 4.3 para medir os ângulos no modo de aquisição. Podemos ver que a soma $V_{total} = V_1 + V_2 + V_3 + V_4$ é quase insensível à variação no ângulo ψ_S . Podemos usar uma tabela de calibração para calcular os ângulos ou simplesmente linearizar o sinal da Figura 4.3 em dois ou mais segmentos.

A Figura 4.5 mostra uma realização em diagrama de blocos para o processamento dos sinais dos sensores solares para o modo de aquisição do Sol.

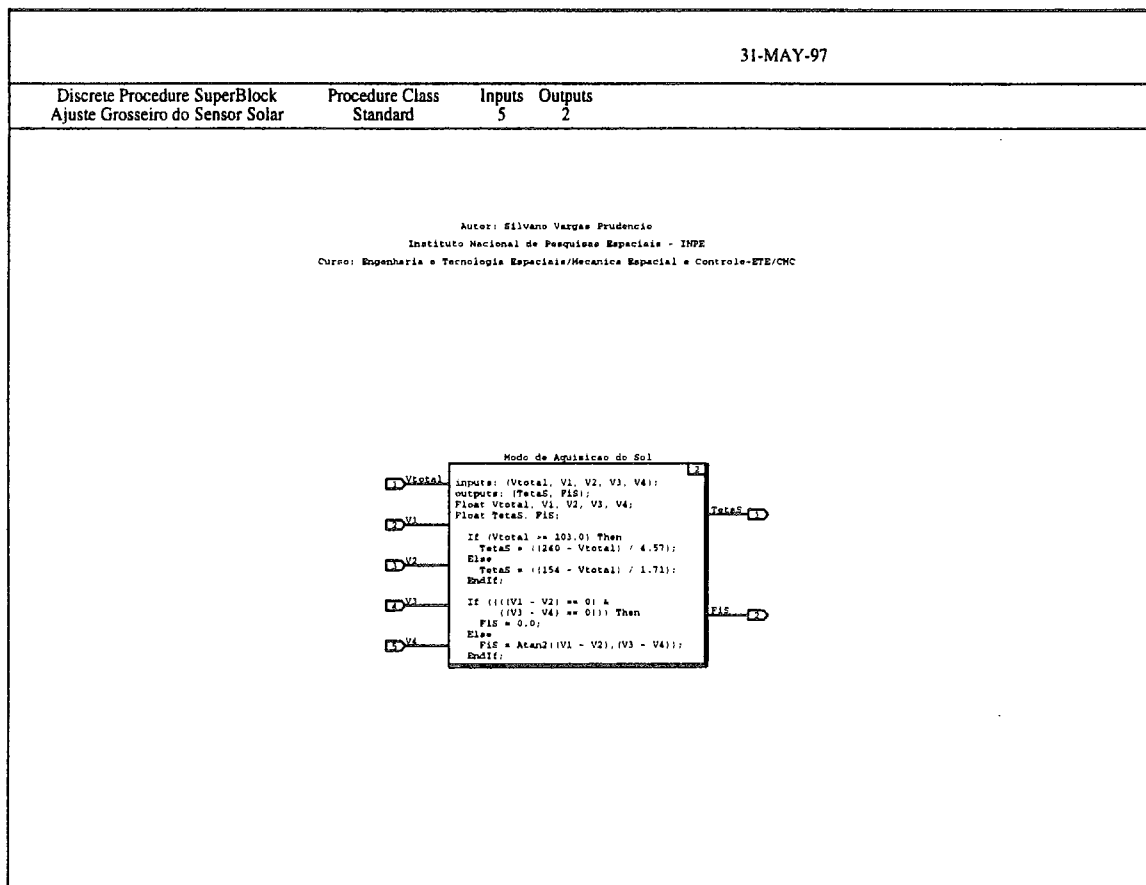


Fig. 4.5 - Realização em diagrama de blocos referente ao processamento dos sinais dos sensores solares para o modo de aquisição do Sol.

O ângulo de coelevação do vetor Sol no referencial do sensor θ_S é dado por (Dias, 1995):

$$\theta_s = \begin{cases} \frac{240 - V_{total}}{4,57}, & \text{se } V_{total} \geq 103 \text{ mV} \\ \frac{154 - V_{total}}{1,71}, & \text{se } V_{total} < 103 \text{ mV} \end{cases} \quad (4.5)$$

Para os dois casos o ângulo de azimute do vetor Sol no referencial do sensor ψ_s pode ser aproximado por (Dias, 1995):

$$\psi_s = \tan^{-1} \left(\frac{V_1 - V_2}{V_3 - V_4} \right) \quad (4.6)$$

4.2.1.4 - Modo de Apontamento

Este modo é utilizado quando o ângulo θ_s for menor do que 20° aproximadamente. Neste modo o sensor solar é capaz de apontar o nulo do sensor para o Sol com uma precisão de 1° . O campo de visada no modo de apontamento é aproximadamente 52° centrado no nulo do sensor solar (eixo $+Z_s$ do sensor).

Para efetivamente medirmos os desvios angulares do vetor Sol do nulo do sensor é necessário comparar a diferença dos sinais analógicos V_1 e V_2 (componente α_s) com a diferença dos sinais analógicos V_3 e V_4 (componente β_s) ou fazendo o mesmo com as *diferenças normalizadas*.

As diferenças normalizadas do sinal de células opostas (que são as diferenças divididas pela soma dos sinais de saída de duas células em cada eixo) serão usadas para efetivamente medirmos os desvios angulares do vetor Sol em relação ao nulo do sensor. Isto significa que os ângulos serão calculados após a avaliação das expressões

$$V_\alpha = \frac{|V_1 - V_2|}{|V_1 + V_2|} \quad (4.7)$$

$$V_\beta = \frac{|V_3 - V_4|}{|V_3 + V_4|}$$

que são chamadas diferenças normalizadas. Segundo Dias (1995) a principal vantagem de usar as diferenças normalizadas ao invés das diferenças simples é que as diferenças normalizadas são menos sensíveis a variações dos sinais com a temperatura e ao envelhecimento, principalmente quando os sinais são iguais para todas as células.

De acordo com Dias (1995) existem duas maneiras de medir os ângulos no modo de apontamento usando as diferenças normalizadas. O primeiro é obtendo uma tabela de calibração do sensor onde V_α e V_β são os parâmetros de entrada; e os ângulos α_s e β_s são os parâmetros de saída. Podendo ser necessário fazer algumas interpolações para calcular os valores intermediários.

A segunda maneira para medir os ângulos no modo de apontamento, a qual usaremos, consiste em uma função de transferência baseada em polinômios definida por calibração, por exemplo:

$$\alpha_S = f(V_\alpha, V_\beta)$$

$$\beta_S = g(V_\alpha, V_\beta)$$

Para o cálculo de α_S fazemos (Dias, 1995):

$$\alpha_S = \text{sgn}(V_1 - V_2) \alpha_{\text{abs}} \quad (4.8)$$

onde α_{abs} é formado pelo seguinte polinômio função de V_α :

$$\alpha_{\text{abs}} = a_\alpha V_\alpha + b_\alpha V_\alpha^3 + c_\alpha V_\alpha^5 \quad (4.9)$$

cujos coeficientes são formados pelos seguintes polinômios em V_β :

$$\begin{aligned} a_\alpha &= a_1 + a_2 V_\beta + a_3 V_\beta^2 \\ b_\alpha &= b_1 + b_2 V_\beta + b_3 V_\beta^2 \\ c_\alpha &= c_1 + c_2 V_\beta + c_3 V_\beta^2 \end{aligned} \quad (4.10)$$

Para o cálculo de β_S fazemos (Dias, 1995):

$$\beta_S = \text{sgn}(V_3 - V_4) \beta_{\text{abs}} \quad (4.11)$$

onde β_{abs} é formado pelo seguinte polinômio função de V_β :

$$\beta_{\text{abs}} = a_\beta V_\beta + b_\beta V_\beta^3 + c_\beta V_\beta^5 \quad (4.12)$$

cujos coeficientes são formados pelos seguintes polinômios em V_α :

$$\begin{aligned} a_\beta &= a_1 + a_2 V_\alpha + a_3 V_\alpha^2 \\ b_\beta &= b_1 + b_2 V_\alpha + b_3 V_\alpha^2 \\ c_\beta &= c_1 + c_2 V_\alpha + c_3 V_\alpha^2 \end{aligned} \quad (4.13)$$

Para o sensor solar do SACI-1 os coeficientes das Equações 4.10 e 4.13 são dados por:

$$\begin{aligned} a_1 &= 38,38 & a_2 &= -25,84 & a_3 &= 7,43 \\ b_1 &= -19,81 & b_2 &= 54,64 & b_3 &= -39,28 \\ c_1 &= 14,34 & c_2 &= -27,99 & c_3 &= 15,70 \end{aligned} \quad (4.14)$$

Uma realização em diagrama de blocos correspondente ao processamento dos sinais dos sensores solares para o modo de apontamento é apresentado na Figura 4.6.

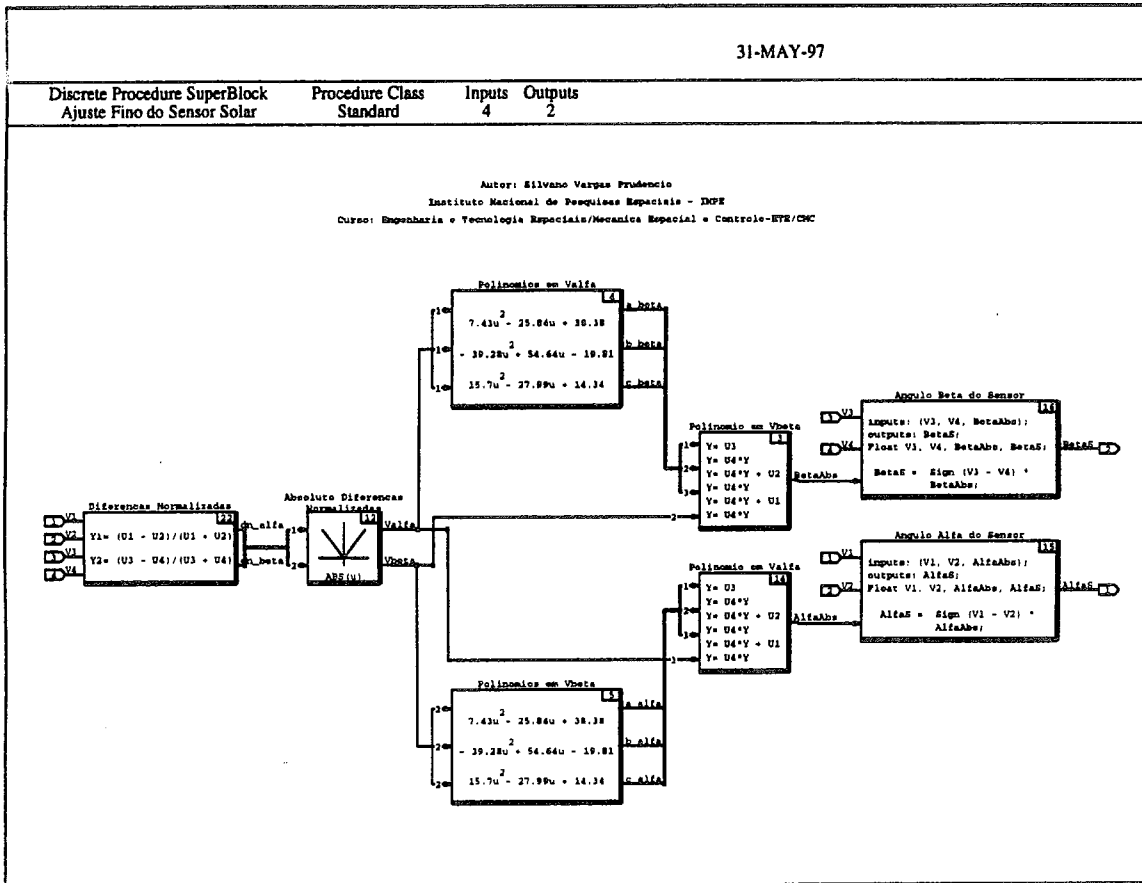


Fig. 4.6 - Realização em diagrama de blocos referente ao processamento dos sinais dos sensores solares para o modo de apontamento.

A Tabela 4.2 apresenta um resumo das características do sensor solar analógico de dois eixos do satélite SACI-1.

TABELA 4.2 - CARACTERÍSTICAS DO SENSOR SOLAR ANALÓGICO

Tipo	Sensor solar analógico de dois eixos
Número de células solares	4
Nível de saída máximo das células	60 mV
Impedância dos sinais de saída das células	7 Ω
Precisão de apontamento	1°
Campo de visada (modo de apontamento)	52°
Campo de visada (modo de aquisição)	116°
Limiar de transição dos modos do sensor	20°
Dimensões	44 X 34 X 33.8 (mm)
Massa	0.050 Kg

4.2.2 - Função de Transferência do Magnetômetro

Apresentaremos a seguir os modelos usados para decodificar os dados do magnetômetro *fluxgate* usados nos algoritmos de determinação das velocidades e controle de atitude. As equações que codificam os dados do magnetômetro para simulação foram apresentadas no Capítulo 3 (Seção 3.6.2.1).

Invertendo a Equação 3.32 e combinando-a com a Equação 3.33 obtemos a melhor estimativa para o vetor campo magnético externo nas coordenadas do Satélite, $\vec{B} = (B_x \ B_y \ B_z)^T$ (Wertz, 1978)

$$\vec{B} = A^{-1} (\vec{V} - \vec{V}_0) = \frac{1}{c} D^{-1} \begin{bmatrix} a_1 N_{V1} - b_1 \\ a_2 N_{V2} - b_2 \\ a_3 N_{V3} - b_3 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

onde A é uma matriz 3×3 incluindo os fatores de escala do magnetômetro e os dados de alinhamento, \vec{V} é o vetor composto pelas saídas analógicas do magnetômetro, \vec{V}_0 é vetor dos “*bias*” de voltagem do magnetômetro, N_{V1} , N_{V2} e N_{V3} são as saídas analógicas digitalizadas após passar pelo conversor analógico/digital e $c = (c_1 + c_2 + c_3)/3$ é a média dos fatores de escala analógico/digital. As componentes da matriz D são (Wertz, 1978):

$$D_{ij} = A_{ij} / d_i \quad (4.16)$$

onde

$$d_i \equiv \left\{ \sum_{j=1}^3 (A_{ij})^2 \right\}^{1/2} \quad (4.17)$$

$$a_i \equiv c / (c_i d_i) \quad (4.18)$$

$$b_i \equiv c V_{0i} / d_i \quad (4.19)$$

e i é 1, 2 ou 3.

A função de transferência para o magnetômetro apresentada acima foi implementada de uma forma simplificada, onde consideramos os fatores de escala unitários e os eixos do magnetômetro alinhados com os eixos de simetria do satélite. Os modelos de codificação dos dados do magnetômetro utilizados na simulação foram implementados como um *ganho unitário* entre o campo magnético simulado e as saídas analógicas do magnetômetro. E a função de transferência correspondente (cuja realização em diagrama de blocos é apresentada na Figura 4.7) também foi implementada como um *ganho unitário* entre o vetor campo magnético estimado e as medidas dos sinais analógicos medidos pelo sensor. Desta forma o vetor campo magnético determinado (em magnitude e direção) a bordo pelo controlador é constituído pelo valor nominal do vetor campo magnético simulado.

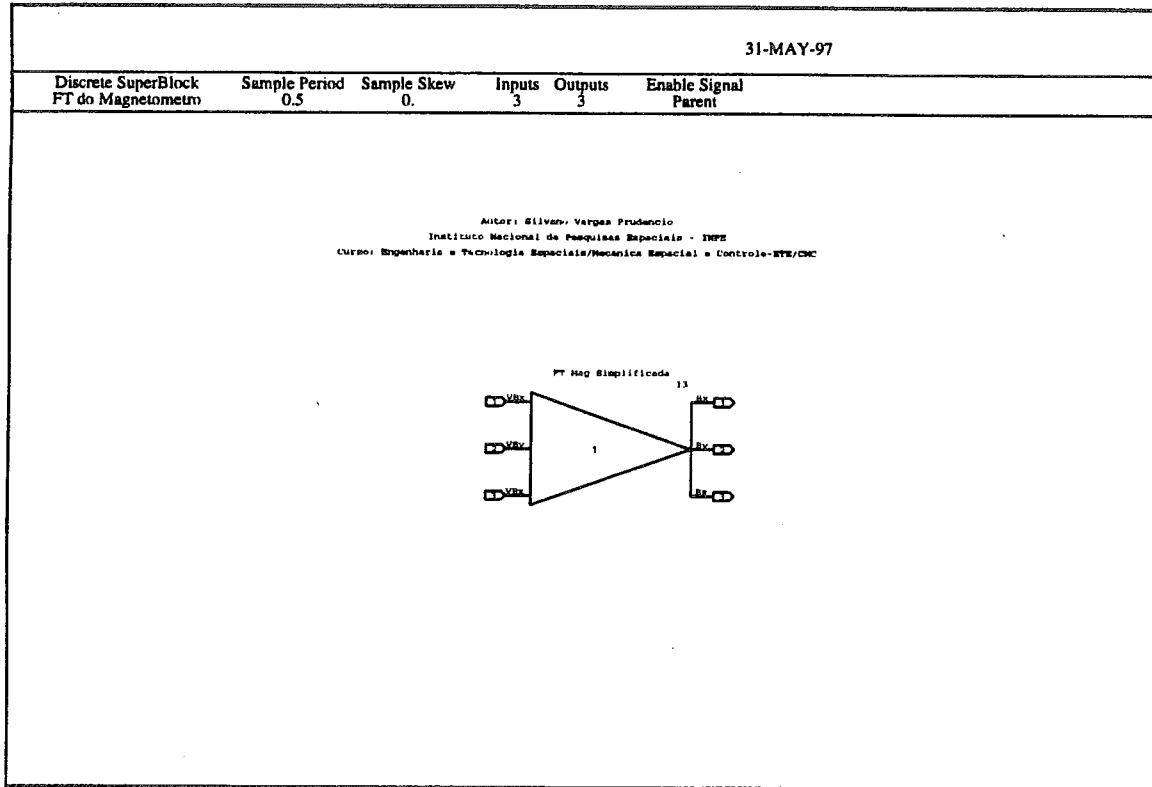


Fig. 4.7 - Realização em diagrama de blocos referente à função de transferência do magnetômetro.

4.3 - Algoritmos de Determinação das Velocidades

A derivada no tempo do vetor campo magnético medida pelo magnetômetro fixo ao satélite comparada com as medidas de um conjunto de magnetômetros (possivelmente fictícios) viajando com o satélite mas com uma orientação relativa fixa com relação a um referencial (Wertz, 1978) é dada por: $d\vec{B}/dt = -\vec{\omega} \times \vec{B}$. Determinaremos um expressão cinemática aproximada para o cálculo das componentes do vetor velocidade angular do SACI-1 conforme Fonseca (1997). Da Figura 4.8 temos:

$$\begin{aligned} B_x &= B_T \sin \alpha \\ B_y &= B_T \cos \alpha \\ B_z &= B \cos \beta \end{aligned} \quad (4.20)$$

onde $\vec{B} = (B_x \ B_y \ B_z)^T$ é o vetor campo magnético no referencial do satélite com módulo B , B_T é o módulo do campo transverso e os ângulos α e β são definidos como:

$$\begin{aligned} \alpha &= \tan^{-1} \left(\frac{B_x}{B_y} \right) \\ \beta &= \tan^{-1} \left(\frac{B_T}{B_z} \right) \end{aligned} \quad (4.21)$$

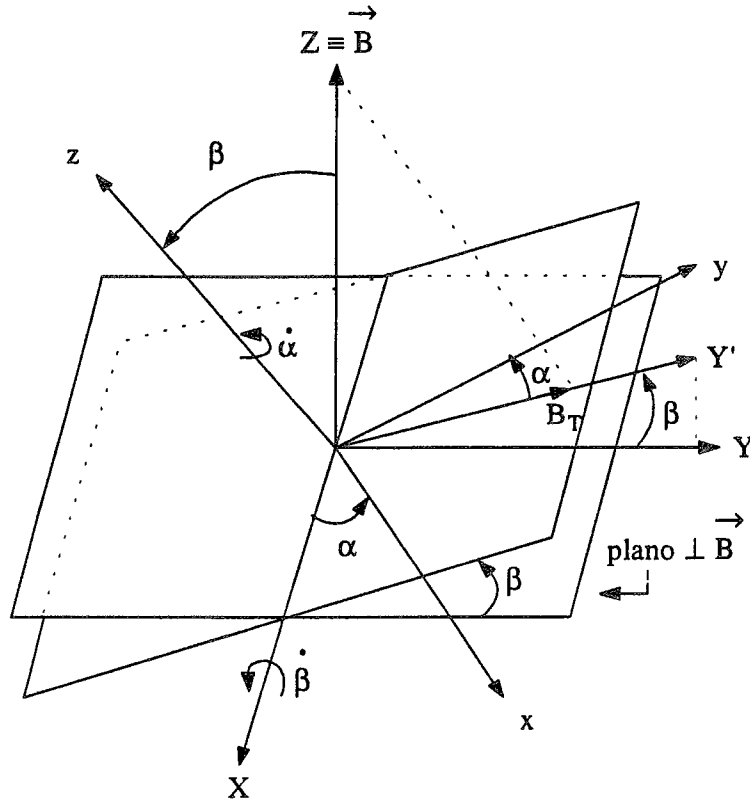


Fig. 4.8 - Determinação das velocidades angulares a partir do vetor campo magnético.
 FONTE: Fonseca (1997).

Fazendo α_k e α_{k-1} (assim como β_k e β_{k-1}) os valores de α (e β) nos instantes t_k e t_{k-1} e definindo as variações $\Delta\alpha = \alpha_k - \alpha_{k-1}$ e $\Delta\beta = \beta_k - \beta_{k-1}$, para um intervalo de tempo ΔT pequeno podemos fazer as aproximações:

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \dot{\alpha} \cong \frac{\Delta\alpha}{\Delta T} \\ \frac{d\beta}{dt} &= \dot{\beta} \cong \frac{\Delta\beta}{\Delta T} \end{aligned} \quad (4.22)$$

Assim as componentes do vetor velocidade angular $\vec{\omega}$ do satélite são obtidas a bordo e expressas da seguinte forma:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\beta} \cos \alpha \\ \omega_y &= -\dot{\beta} \sin \alpha \\ \omega_z &= \dot{\alpha} \end{aligned} \quad (4.23)$$

Uma realização em diagrama de blocos mostrando os algoritmos de determinação das velocidades a partir das medidas do sensor magnetômetro é apresentada na Figura 4.9.

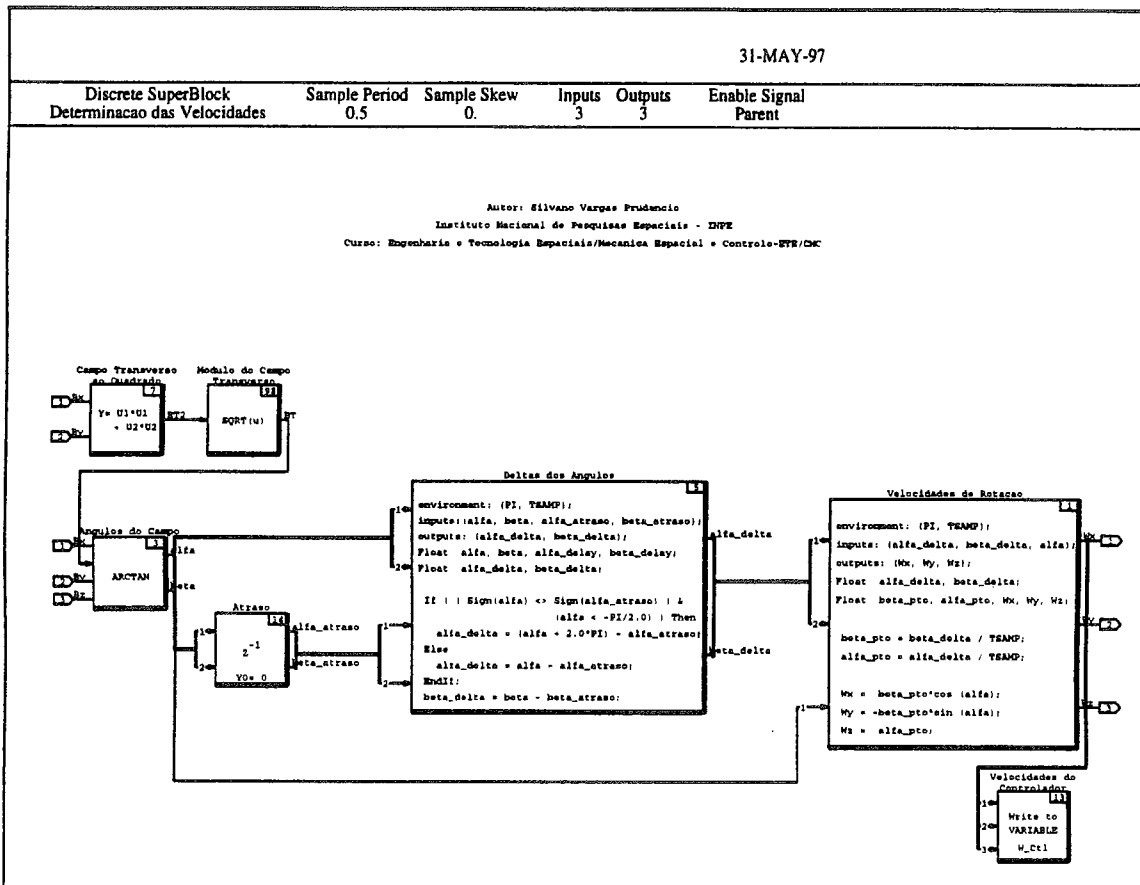


Fig. 4.9 - Realização em diagrama de blocos referente aos algoritmos de determinação das velocidades

4.4 - Lógica de Comutação dos Modos de Operação do Satélite

Devido à existência de vários *Modos de Operação* existe a necessidade de uma *Lógica de Comutação* que mude de um modo de operação para outro de acordo com o estado do satélite e a evolução desse estado no tempo, originando uma *Seqüência de Modos*.

4.4.1 - Lógica para o Controle de Direção

O objetivo da lógica de controle de direção do eixo de rotação é trazer e manter o eixo de rotação do satélite (eixo-z) dentro do domínio do cone angular mínimo, definido na Figura 4.10. Isto é feito comparando o ângulo de apontamento, θ_{apt} medido, medido pelo sensor solar com o *limiar mínimo* definido por ANG_MIN. Quando isto ocorre, as leis de controle são desabilitadas tornando o momento de dipolo da bobina de controle de direção (bobina axial ao eixo z do satélite) nulo. O satélite entra, então, em um estado de deriva da atitude no qual a regressão nodal (referir-se ao Apêndice B) é dominante. Quando o ângulo de apontamento medido pelo sensor solar,

θ_{apt} medido, alcançar o cone angular definido pelo *limiar máximo* ANG_MAX uma manobra de atitude é reiniciada trazendo o eixo de rotação para o cone angular mínimo.

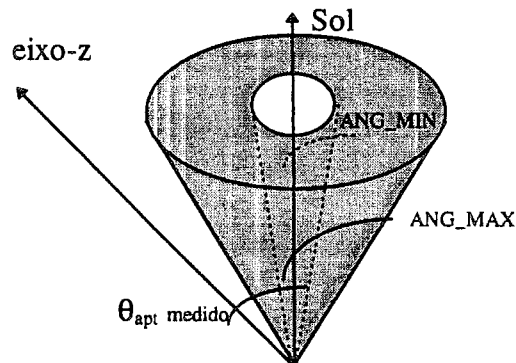


Fig. 4.10 - Cones angulares definindo os domínios do ângulo de apontamento.

Uma realização em diagrama de blocos utilizada para a lógica de controle de direção é mostrada na Figura 4.11.

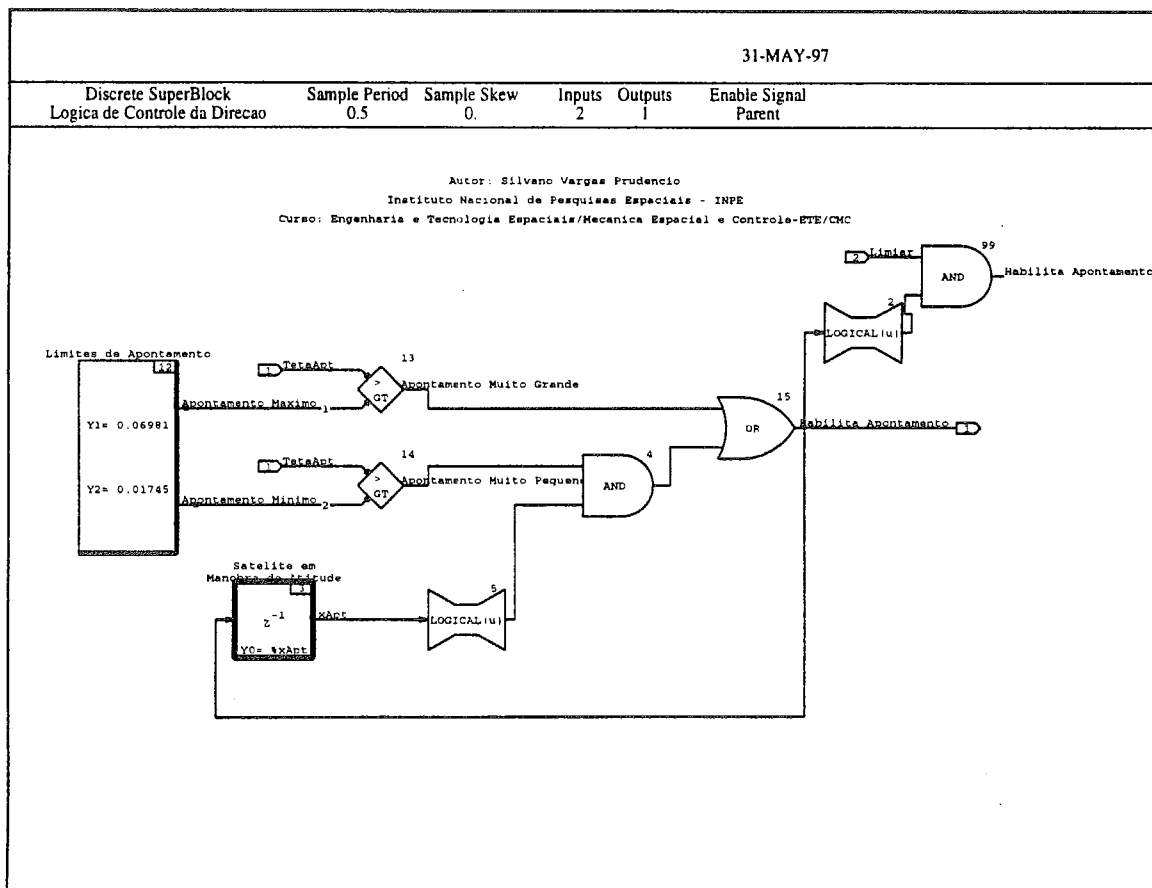


Fig. 4.11 - Realização em diagrama de blocos referente à lógica de controle de direção.

Para as regiões de sombra (período em que o satélite bem com os sensores solares não estão iluminados) existem duas possibilidades mutuamente exclusivas de ação: 1) *habilitar* o controle de atitude, utilizando para isto o último valor medido pelo sensor solar, prevenindo desta forma uma deriva anômala na atitude, principalmente na fase de aquisição do Sol, levando a perda do satélite e da missão; e 2) *desabilitar* o controle de atitude, possibilitando desta forma uma economia de potência visto que na fase de aquisição a única fonte de recarga da bateria é pelo Sol através dos painéis solares e estes ficarão não iluminados por um período crítico.

4.4.2 - Lógica para o Controle de Magnitude da Velocidade

Uma realização em diagrama de blocos mostrando a lógica de controle de magnitude da velocidade é apresentado na Figura 4.12.

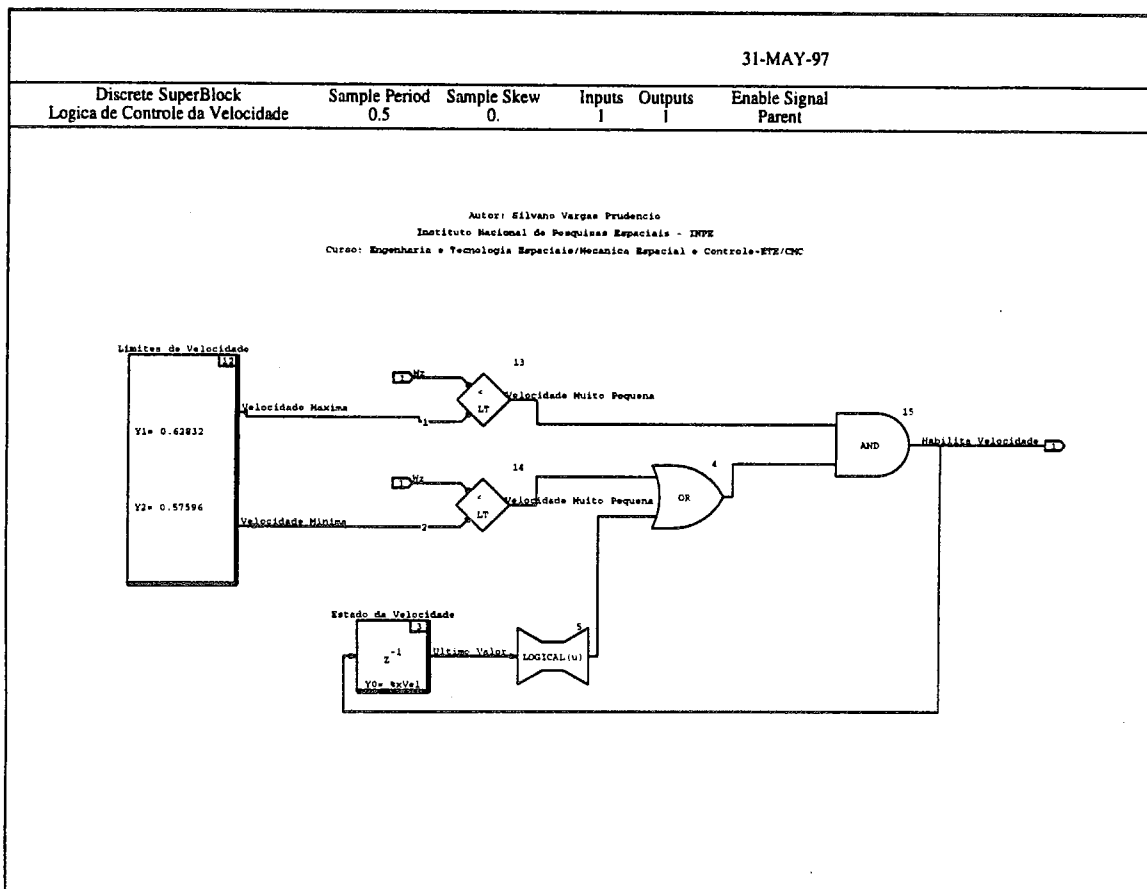


Fig. 4.12 - Realização em diagrama de blocos referente à lógica de controle de magnitude da velocidade.

A lógica utilizada para o controle da magnitude da velocidade de rotação do satélite SACI-1 consiste em imprimir (habilitar as leis de controle para) velocidade de rotação em torno do eixo z do satélite (eixo de maior momento de inércia) até que a velocidade atinja um *limiar máximo* definido por VEL_MAX e, também, imprimir (habilitar as leis de controle para) velocidade de rotação se esta for menor que um *limiar*

mínimo definido por VEL_MIN. Se a velocidade ao longo do eixo de rotação for *maior ou igual* ao limiar máximo as bobinas para controle de velocidade são desligadas desabilitando os algoritmos de controle de velocidade. Quando o satélite já tiver atingido o limiar máximo garantido, assim, sua estabilização por rotação; e a velocidade ao longo de eixo de rotação ω_z for *maior ou igual* ao limiar mínimo e, simultaneamente, for *menor ou igual* ao limiar máximo, isto é, quando esta estiver no intervalo $VEL_MIN \leq \omega_z \leq VEL_MAX$ a lógica de controle é desabilitada pois a velocidade do satélite estará decrescendo operacionalmente devido aos efeitos dos torques perturbadores.

Outra realização similar (e alternativa) para a lógica de comutação incluindo as lógicas de controle da direção e de controle da magnitude da velocidade é apresentada na Figura 4.13.

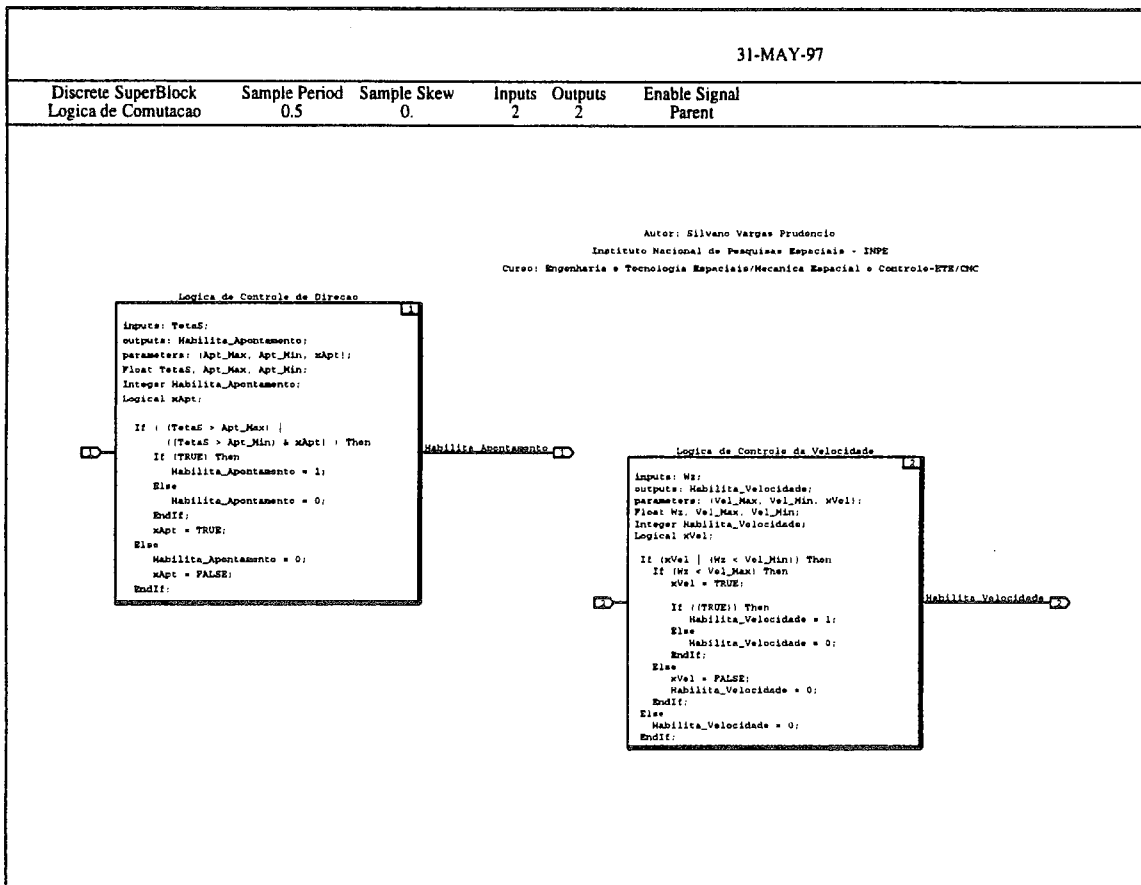


Fig. 4.13 - Realização em diagrama de blocos alternativa referente à lógica de comutação para controle de direção e de magnitude da velocidade.

4.5 - Algoritmos de Controle de Atitude - O Controlador

Consideraremos, agora, a obtenção da lei de controle para governar a polaridade dos momentos de dipolo das bobinas magnéticas. Esta lei de controle é baseada em uma lei proposta por Shigehara (1972), obtida a partir de uma condição de

estabilidade assintótica. Esta lei chamada “função de comutação”, realiza um torque de controle efetivo máximo e um torque transverso mínimo, agindo como um controle “bang-bang”. Esta lei nos permite realizar tanto o controle da direção do eixo de rotação como o controle da magnitude da velocidade de rotação.

4.5.1 - Controle da Direção do Eixo de Rotação

Para controlar a direção do eixo de rotação o estado final desejado, em termos do momento angular, é dado por $\vec{H}_f = I_z \Omega \vec{k}_f$, onde: \vec{k}_f é o versor na direção do Sol, que representa a direção desejada do eixo de rotação; $\vec{\Omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ e Ω é o módulo da velocidade de rotação real instantânea e $\vec{H} = \omega_x I_x + \omega_y I_y + \omega_z I_z$ é o vetor momento angular real do satélite. A diferença entre \vec{H}_f e \vec{H} é considerada o vetor erro $\vec{E} = \vec{H}_f - \vec{H}$. O objetivo principal é reduzir o erro \vec{E} para zero.

A derivada temporal do erro é proporcional ao torque de controle, tal que:

$$\frac{d}{dt} \vec{E} = -\vec{T}_c = -U (\vec{k}_s \times \vec{B}) \quad (4.24)$$

Multiplicando ambos os lados por \vec{E} obtemos:

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} \vec{E}^2 = -U \vec{E} \cdot (\vec{k}_s \times \vec{B}) \quad (4.25)$$

A condição de estabilidade assintótica para \vec{E} é $\frac{d}{dt} \vec{E}^2 \leq 0$.

Logo, isto produz o critério de controle:

$$U \vec{E} \cdot (\vec{k}_s \times \vec{B}) \geq 0 \quad (4.26)$$

Assumindo o momento de dipolo, U , na forma “bang-bang” e definindo a função de comutação (Shigehara, 1972)

$$S = \vec{E} \cdot (\vec{k}_s \times \vec{B}) \quad (4.27)$$

obtêm-se o critério de controle para governar a polaridade de U expresso como:

$$U = \begin{cases} \alpha^2, & \text{para } S > 0 \\ -\alpha^2, & \text{para } S < 0 \end{cases} \quad (4.28)$$

A polaridade do momento de dipolo da bobina do eixo de rotação deve ser selecionada de acordo com o sinal da função de comutação para que a magnitude do

erro decresça. Assim, a orientação desejada é alcançada a partir de uma atitude inicial qualquer.

4.5.1.1.- Torque Efetivo

O vetor torque de controle líquido produzido nem sempre coincide com o vetor torque requerido. O torque efetivo T_{efetivo} , o qual é definido como o torque para reduzir o erro, pode ser expresso como o produto escalar do torque de controle líquido \vec{T}_c e o vetor erro unitário \vec{E}/E , (Shigehara, 1972), tal que:

$$T_{\text{efetivo}} = \left(\frac{\vec{E}}{E} \right) \cdot \vec{T}_c = (U/E) \vec{E} \cdot (\vec{k}_s \times \vec{B}) = (U/E) S \quad (4.29)$$

O torque efetivo é proporcional à função de comutação proposta. Isto implica que o dipolo aplicado, se sua polaridade é selecionada de acordo com a Equação 4.28, produz, a todo instante, um torque efetivo positivo para reduzir o erro. Isto demonstra a validade das funções de controle obtidas acima.

4.5.1.2 - Formulação da Função de Comutação

A formulação da função de comutação para a orientação do eixo de rotação (eixo z) de $\vec{k}_s = (0 \ 0 \ 1)^T$ (versor na direção do eixo z) para $\vec{k}_f = (\hat{S}_x \ \hat{S}_y \ \hat{S}_z)^T$ (versor satélite-Sol) escrito no referencial do satélite é descrita a seguir. Seja

$$\vec{k}_s \times \vec{B} = (-B_y \ B_x \ 0)^T. \quad (4.30)$$

O erro de momento angular \vec{E} pode ser decomposto no referencial do satélite como:

$$\vec{E} = I_z \Omega \vec{k}_f - (I_x \omega_x \vec{i}_s + I_y \omega_y \vec{j}_s + I_z \omega_z \vec{k}_s) \quad (4.31)$$

E a função de comutação S é expressa como:

$$S = I_z \Omega (\hat{S}_y B_x - \hat{S}_x B_y) + I_x \omega_x B_y - I_y \omega_y B_x \quad (4.32)$$

Para um satélite com pequena nutação, pode-se fazer simplificações como $|\omega_x| \ll \Omega$, $|\omega_y| \ll \Omega$ e $\omega_z = \Omega$ tal que a função de comutação descreve um aspecto essencial de fácil compreensão. Então, o erro \vec{E} e a função de comutação S tornam-se:

$$\vec{E} = I_z \Omega (0 \ 0 \ (\hat{S}_z - 1))^T = I_z \Omega (\hat{S}_z - 1) \vec{k}_s \quad (4.33)$$

$$S / I_z \Omega = (\hat{S}_y B_x - \hat{S}_x B_y) \quad (4.34)$$

4.5.1.3 - Padrão de Controle Desejável

A função de comutação derivada acima é baseada na utilização máxima de qualquer que seja o torque disponível. Por outro lado, trabalhos que fazem uso de uma comutação a cada quarto de órbita utilizam o princípio de que o torque médio produz um controle desejável. Shigehara (1972) faz uma comparação entre a função de comutação derivada acima e a comutação a cada quarto de órbita utilizando o método da média.

Uma análise dos pontos de comutação (Shigehara, 1972) mostra que estes são muito sensíveis ao ângulo de azimute do eixo de rotação, à rotação do eixo polar geomagnético e à excentricidade orbital, sendo aconselhável, para alcançar uma variação mais rápida no controle, selecionar o dipolo de acordo com a função de comutação atualizada a cada instante de operação.

Entretanto, Shigehara (1972) verificou que a magnitude do torque efetivo varia quase senoidalmente na órbita, com o valor máximo estando equidistante entre os dois pontos de comutação adjacentes e o valor mínimo no ponto de comutação. E verificou que pode ser deduzido um padrão de controle ponderado equidistante entre dois pontos de comutação, tal como uma onda pulso, triangular, ou senoide o qual daria um controle mais rápido do que o padrão retangular.

4.5.1.4 - Considerações para o Satélite SACI-1

O padrão de controle ponderado entre dois pontos de comutação analisado acima é aconselhável para um satélite com condições de estabilização determinadas. Mas o satélite SACI-1 executará uma fase de aquisição de atitude onde deverá imprimir velocidade de rotação ao satélite e simultaneamente realizar a aquisição do Sol (uma manobra de atitude). Nesta fase o satélite apresentará uma grande nutação devido à sua baixa rigidez giroscópica. Logo, é aconselhável selecionar o dipolo de acordo com a função de comutação atualizada a todo instante de operação.

4.5.2 - Controle da Velocidade de Rotação

Para controlar a velocidade de rotação fazemos uso das bobinas magnéticas do plano de rotação cujos eixos são ortogonais ao eixo de rotação. Esta lei de controle é deduzida a partir da mesma análise onde $\vec{E} = \vec{H}_f - \vec{H}$, e $\vec{H}_f = I_z \Omega_f \vec{k}_s$ e Ω_f é a velocidade de rotação nominal desejada do satélite e

$$S = \vec{E} \cdot \left(\vec{i}_s \times \vec{B} \right) \quad (4.35)$$

é a função de comutação para governar a polaridade do momento de dipolo V

$$V = \begin{cases} \beta^2, & \text{para } S > 0 \\ -\beta^2, & \text{para } S < 0 \end{cases} \quad (4.36)$$

4.5.2.1 - Torque Efetivo

O torque efetivo para o controle da velocidade de rotação utilizando o momento de dipolo coaxial ao eixo \vec{i}_s , é dado por:

$$T_{\text{efetivo}} = \left(\frac{\vec{E}}{E} \right) \cdot \vec{T}_c = (V/E) \vec{E} \cdot (\vec{i}_s \times \vec{B}) = (V/E) S \quad (4.37)$$

O torque efetivo é proporcional à função de comutação proposta. Isto implica que o dipolo aplicado produz, a todo instante, um torque efetivo positivo para reduzir o erro.

4.5.2.2 - Formulação da Função de Comutação

O estado desejado para o controle da velocidade de rotação pode ser expresso como $\vec{H}_f = I_z \Omega_f \vec{k}_s$, onde Ω_f é a velocidade de rotação nominal desejada do satélite. Então, o erro torna-se:

$$\vec{E} = \vec{H}_f - \vec{H} = -I_x \omega_x \vec{i}_s - I_y \omega_y \vec{j}_s + I_z (\Omega_f - \omega_z) \vec{k}_s \quad (4.38)$$

E a função de comutação S é dada pela Equação 4.35 como:

$$S = \vec{E} \cdot (\vec{i}_s \times \vec{B}) = I_z (\Omega_f - \omega_z) B_y + I_y \omega_y B_z \quad (4.39)$$

O primeiro termo corresponde ao torque efetivo para reduzir o erro da velocidade de rotação e o último termo para reduzir a velocidade de precessão ω_y . Quando não há nenhuma precessão inicial, a função de comutação S torna-se:

$$S = I_z (\Omega_f - \omega_z) B_y \quad (4.40)$$

4.5.2.3 - Padrão de Controle

O torque de controle líquido produzido pelo momento de dipolo coaxial ao eixo \vec{i}_s , é dado por $\vec{T}_c = V (\vec{i}_s \times \vec{B}) = V (-B_z \vec{j}_s + B_y \vec{k}_s)$, este também produz um torque normal ao torque efetivo ocasionando uma precessão no eixo de rotação. O primeiro termo corresponde à componente do torque transversal T_{\perp} e o segundo termo à componente do torque efetivo T_{efetivo} .

$$T_{\perp} = -V B_z \quad (4.41)$$

$$T_{\text{efetivo}} = V B_y \quad (4.42)$$

O torque efetivo torna-se máximo em pontos particulares da órbita, e, na vizinhança destes pontos, o torque de precessão em geral alcança seu nível mínimo. Assim, é desejável que o controle seja executado somente ao redor destes pontos.

Podemos definir um limiar de ativação para o controle de velocidade B_{LIM} (em miligauss), tal que o momento de dipolo coaxial ao eixo \vec{i}_s , seja ativado somente quando:

$$B_y > |B_{LIM}| \quad (4.43)$$

A análise para a lei de controle de velocidade deduzida acima considerou o momento de dipolo coaxial ao eixo \vec{i}_s , mas a mesma análise pode ser realizada considerando o momento de dipolo coaxial ao eixo \vec{j}_s . Para o SACI-1 faremos uso das duas bobinas magnéticas do plano de rotação para controlar a velocidade de rotação.

Uma realização em diagrama de blocos mostrando as leis de controle referente ao controle da direção de eixo de rotação e ao controle da velocidade de rotação é apresentada na Figura 4.14

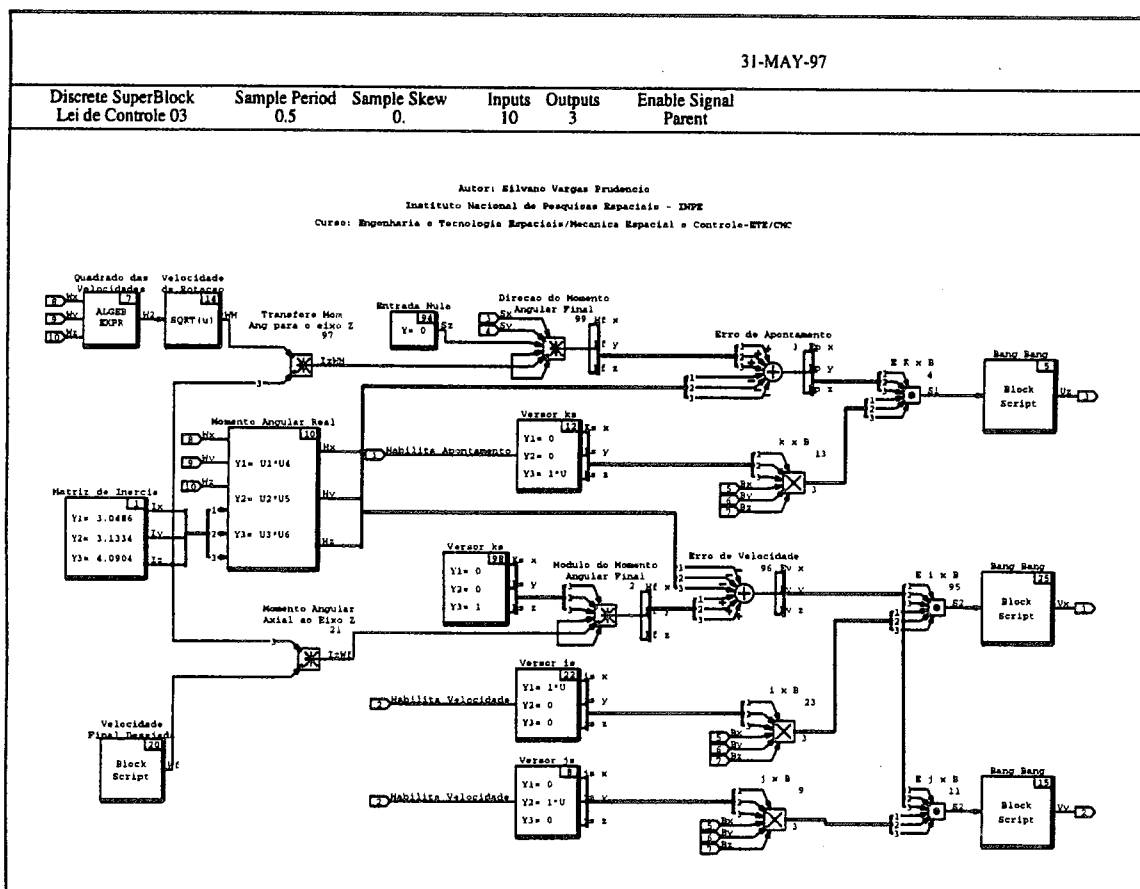


Fig. 4.14 - Realização em diagrama de blocos referente às leis de controle.

4.6 - Interferência das Bobinas Magnéticas no Magnetômetro

O campo magnético gerado pelas bobinas magnéticas pode interferir nas medidas do sensor magnetômetro com erros, distúrbios e realimentações indesejadas.

Vários métodos para minimizar estas interações adversas são disponíveis. Se a configuração geométrica permite uma distância suficiente entre o sensor e a fonte magnética estas dificuldades podem ser reduzidas para um nível aceitável. Desestabilização da eletrônica de realimentação através do magnetômetro pode requerer algum tipo de filtro de compensação para estabilizar o circuito. Compensação direta é factível pelos ajustes dos "bias" do magnetômetro baseados em medidas do campo na localização do sensor. Estes "bias" seriam aplicados no instante de aplicação das correntes nas bobinas. Intercalando a comutação das correntes nas bobinas e as medidas nos sinais do magnetômetro pode-se eliminar as interferências. Os magnetômetros geralmente têm um tempo de resposta rápido com uma banda de passagem da ordem de um kilohertz. O sensor pode ser comutado (desligado e ligado) em uma taxa razoavelmente alta enquanto as bobinas magnéticas são similarmente comutadas fora de fase. Estas medidas poderiam ser feitas quando a bobina estiver desligada e nenhuma medida poderia ser realizada no curto intervalo que as bobinas estiverem energizadas. A frequência de tal comutação estaria provavelmente limitada pelo tempo de subida da corrente da bobina, o qual é dependente da indutância da bobina.

CAPÍTULO 5

AMBIENTE DE SIMULAÇÃO DIGITAL EM TEMPO REAL

Após ter desenvolvido e validado os *Modelos do Satélite/Ambiente* e os *Modelos do Controlador*, o próximo passo será a *simulação em tempo real* do SCA através da codificação do *software*. O código correspondente ao *software* de vôo (*Controlador do Sistema*), assim como os códigos referentes aos *Modelos do Satélite/Ambiente* são gerados através de um gerador automático de código (Integrated Systems Inc., 1994b) em linguagem C e/ou ADA.

Segundo Gupta *et al.* “a geração automática de código habilita o desenvolvimento e a manutenção do sistema a nível de diagrama de blocos, ao invés de linhas de código encripticas de programação. Esta faz a prototipação e a experimentação muito menos artificiosa e propensa a erros. Já aquela reduz a frustração do projetista e as dores de cabeça na configuração do controle assegurando que a implementação se sempre reflita nos documentos de projeto correntes, seja ele um SCA de satélites, um sistema de freios anti-derrapantes ou um controlador de processos químicos.”

Os engenheiros dão entrada em seus projetos na forma de diagramas de blocos usando a ferramenta SystemBuild da ISI, um ambiente gráfico para modelagem e simulação de sistemas. O SystemBuild provê um ambiente interativo no qual pode-se criar e simular diagramas de blocos de sistemas contínuos, discretos, e híbridos com multi-taxas. A combinação de uma rica biblioteca de blocos interna mais os blocos definidos pelo usuário provêm a flexibilidade necessária para representar quase todos os sistemas dinâmicos. Modelamento em hierarquia de blocos ajuda a administrar a complexidade do projeto e encorajam os engenheiros a criar suas próprias bibliotecas de blocos de funções comumente utilizadas.”

Através do gerador automático de código obtemos um código fonte claro e inteligível, pois este é mapeado a partir dos diagramas de blocos dos *Modelos do Sistema*, diretamente nas subrotinas e variáveis do código fonte.

O *software* de vôo produzido é portátil o suficiente para rodar em diversas plataformas de destino, desde o microprocessador do computador de bordo (Transputer T805) até computadores maiores como os da estação de trabalho HP 9000/750, “mainframes”, PCs. O código fonte é compreensível e otimizado para aplicações em tempo real.

O ciclo de projeto, análise, simulação em tempo real do SCA é realizado antes de ser produzido, validado e testado o código de vôo. Modificações das leis de controle ao longo do ciclo de projeto permitem o aprimoramento do controlador.

5.1 - Natureza de um Programa de Aplicação em Tempo Real

Um programa de aplicação em tempo real, tal como o gerado através do AutoCode da família de produtos MATRIX_x, conforme descrito em Integrated Systems Inc. (1994), “consiste de chamadas a uma rotina de tempo-crítico (o gerenciador/programador), um despachador reentrante, um ou mais subsistemas preemptíveis, funções de entrada e saída, um temporizador de interrupções e uma função de “background” reentrante, conforme a Figura 5.1. As rotinas principais que compõem o programa de aplicação são:

1. **Gerenciador/Programador (Manager/Scheduler)** - o gerenciador/programador (referir-se ao Apêndice F) é uma rotina de tempo-crítico que executa funções de entrada/saída externa para o programa de aplicação, toma conta da organização das tarefas e gera uma lista de despachos para os subsistemas que estão prontos para serem executados.
2. **Despachador (Dispatcher)** - o despachador (referir-se ao Apêndice G) despacha os subsistemas que estão prontos para serem executados, a partir da lista de despachos, em uma ordem de prioridade. Os subsistemas de mais alta prioridade são despachados primeiro.
3. **Subsistemas** - os subsistemas (referir-se ao Apêndice F) contêm o código correspondente aos algoritmos dos modelos do sistema. Eles implementam atividades em tempo real aceitando entradas e colocando saídas, em tempos derivados das razões de amostragem dos modelos do sistema, sob o controle do gerenciador/programador.
4. **Rotinas de Entrada/Saída** - a função principal das rotinas de E/S é prover entrada de dados para a aplicação em tempo real a todo ciclo do programador e prover as saídas calculadas por ele. As rotinas de E/S lêem entradas de um arquivo no formato ASCII e escrevem saídas para um arquivo no mesmo formato.
5. **Manipulador de Interrupções no Tempo (Timer Interrupt Handler)** - o manipulador de interrupções chama (ou invoca) o gerenciador/programador a um intervalo de tempo especificado. Esta rotina não é necessária se a simulação não requisitar tempo real.
6. **Função de Background** - a função de *background* executa tarefas de tempo-não-crítico, quando o processador está em tempo ocioso, tais como auto-diagnóstico ou atualização das saídas do monitor; sua qualificação essencial é ser interruptível. Para simulações no computador hospedeiro ela meramente chama o gerenciador/programador.”

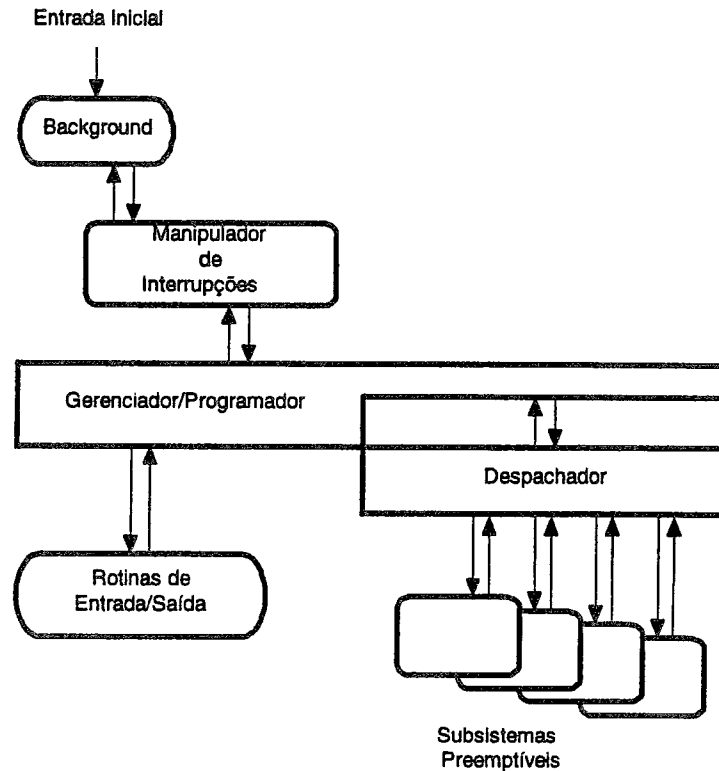


Fig. 5.1 - Componentes do programa de aplicação em tempo real.
 FONTE: Integrated Systems Inc. (1994), p. 7.

5.2 - Considerações para a Aplicação em Tempo Real

O programador é parte integrante do programa de aplicação em tempo real gerado pelo AutoCode (Integrated Systems Inc., 1994b) e suporta subsistemas contínuos (ou híbridos) da mesma maneira que suporta subsistemas discretos.

Para os subsistemas discretos, a cada ciclo de tempo, o programador:

1. programa o subsistema discreto para rodar
2. disponibiliza as saídas do subsistema discreto
3. executa a operação de “amostrar e segurar” nas entradas do subsistema discreto
4. despacha o subsistema discreto, se este estiver pronto

Já para os subsistemas contínuos existe um novo elemento no programador que é o integrador (veja Figura 5.2 e descrição dos integradores utilizados para a simulação (e/ou integração) dos modelos das equações dinâmicas do satélite no Apêndice E). Ele executa uma integração de passo fixo e implicitamente despacha o subsistema contínuo para executar as atualizações dos seus estados e saídas. O par

integrador/tarefa contínua é, normalmente, tratado como a tarefa mais rápida a ser despachada pelo Programador.

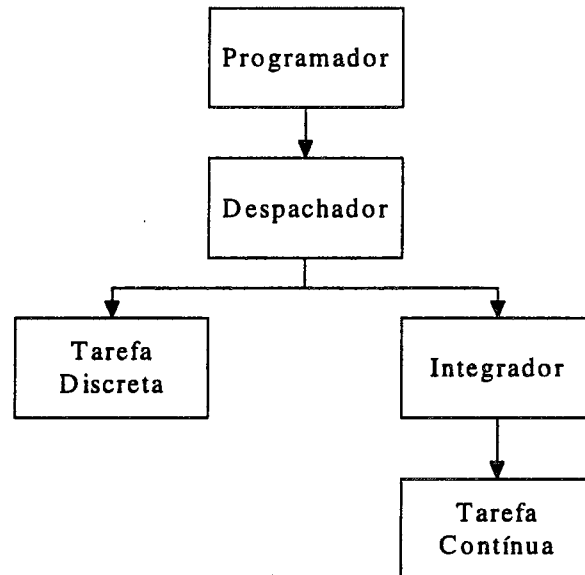


Fig. 5.2 - Arquitetura do Programador.

Desde que o integrador é invocado a cada intervalo do Programador e a tarefa contínua é despachada via o integrador, uma frequência implícita (aquela do Programador) é associada com a tarefa contínua. Para sistemas híbridos, a frequência implícita da tarefa contínua é sempre o menor múltiplo comum de todas as frequências das tarefas discretas.

Uma discussão mais detalhada sobre o programador de aplicações em tempo real desenvolvido por Integrated Systems Inc. (1994b) e utilizado no desenvolvimento deste trabalho e nas simulações, incluindo os diversos tipos de subsistemas e o fluxo de controle do programa de aplicação, é apresentado no Apêndice F. Um detalhamento da forma reentrante e preemptiva do despachador é discutida no Apêndice G. E a seqüência de operações do programador é apresentada no Apêndice H.

5.3 - Objetivos e Primeiros Requisitos dos Testes do Software de Vôo

O objetivo final das simulações é validar o *Software* de Vôo/Modelos do Controlador (algoritmos de controle de atitude e determinação das velocidades - autônomos para o SACI-1), após o desenvolvimento, simulação e validação dos Modelos do Satélite/Ambiente.

Modelamentos extensivos em tempo não real são requeridos a nível do satélite, a nível do sistema e a nível dos componentes para assegurar que as representações matemáticas possam ser correlacionadas com o desempenho real. Vários

níveis de testes e avaliações são requeridos, com diferentes misturas de simulações e implementações com o *hardware* real.

Vários níveis de testes de *software* são realizados de forma a minimizar a probabilidade de erros adversos no *software* incidindo no desempenho do sistema e da missão. Procedimentos de testes de *software* são projetados com o objetivo de:

- Assegurar a validação a nível de sistema dos requisitos de *software*
- Identificar as medidas de desempenho do *software* (vazão de dados, inicialização, memória, etc)
- Assegurar que a integração entre *hardware* e *software* crie um sistema robusto
- Identificar restrições operacionais para operação segura do satélite

5.4 - Seqüência Utilizada no Desenvolvimento do Sistema

Para a realização das simulações correspondentes ao sistema desenvolvido uma seqüência típica proposta por Integrated System Inc. (1994b) é utilizada e está ilustrada na Figura 5.3. A partir dos Modelos do Sistema (incluindo os Modelos do Satélite/Ambiente e os Modelos do Controlador) em diagramas de blocos realizados no SystemBuild (Integrated System Inc., 1994a) os códigos fontes do sistema em linguagem de alto nível são gerados, utilizando o gerador automático de códigos-AutoCode (Integrated System Inc., 1994b), automaticamente e sem erros de programação. Apresentamos a seguir passo a passo a seqüência utilizada:

1. Construir e Validar os Modelos através de Simulação

Primeiramente os Modelos do Sistema (referir-se Capítulos 3 e 4 e Apêndices A a D) são desenvolvidos e validados no SystemBuild a partir de blocos funcionais fundamentais de maneira a descrever a maneira que o sistema se comporta e como deve ser controlado. Modelos da dinâmica (incluindo a dinâmica rotacional e cinemática) são desenvolvidos de forma contínua no tempo e o restante do sistema (em especial o controlador do sistema) é desenvolvido de forma discreta no tempo. Estes modelos são analisados e simulados de forma a encontrar e eliminar os erros de algoritmos nos Modelos do Sistema (com ênfase nos modelos de controlador). Estudos paramétricos nas simulações com os dados mais atuais do satélite SACI-1 são realizados.

2. Configurar a Geração do Código

Utilizamos uma linguagem de programação (*template*) provida pelo AutoCode para configurar o código gerado. Esta linguagem de programação nos permite configurar o código para uma grande variedade de propósitos específicos. Testes do código são possíveis de se executar em um computador hospedeiro (dentre estes: a estação de trabalho HP/UNIX, PCs/DOS/Windows e estação Alfa AXP/OpenVMS). Parâmetros em tempo de execução tais como os momentos de inércia do satélite, velocidades máximas e mínimas atingidas

pelo controle de rotação, apontamento mínimo e máximo permitidos pelos requisitos da missão são programados dentro do código gerado. E ainda, esta linguagem de programação nos permite configurar o código em tempo real gerado com informações como: tipo de integrador utilizado para integrar os Modelos Dinâmicos do satélite, nome do arquivo fonte gerado, número de caracteres por linha de código, entre outras.

3. Gerar o Código em Tempo Real

Neste ponto, invocamos o gerador automático de códigos-AutoCode para processar os Modelos do Sistema (de tempo-discreto e de tempo-contínuo) e gerar o código em linguagem de auto nível (ex: C ou Ada) do sistema em malha fechada ou de alguma parte deste separadamente.

4. Compilar e *linkar*

Configuramos o ambiente no qual o código gerado roda pela edição de arquivos utilitários de entrada/saída *stand-alone* incluídos com o AutoCode. Adicionalmente, a funcionalidade do sistema pode ser melhorada pela reutilização ou adição de blocos de códigos de usuário. Compilamos e "*linkamos*" o código gerado com estes arquivos *stand-alone* e os blocos de código de usuário de forma a produzir o programa de aplicação em tempo real *stand-alone* para simulação no computador hospedeiro.

5. Validar o Código Gerado através de Comparações de Simulação

Os resultados dos testes e simulações do código gerado executados no computador hospedeiro são comparados com os resultados dos dados de simulações executados em tempo não real no ambiente SystemBuild. Com isto podemos verificar a integridade do código gerado e também os requisitos de tempo de seus subsistemas.

6. Testar com o *Hardware* Real ou Prototipado

A implementação dos modelos do controlador do sistema em tempo real torna-se possível utilizando um protótipo do computador de bordo (o Transputer T805 em linguagem OCCAM II - através de uma tradução do código para esta linguagem, pois o gerador automático de códigos AutoCode não gera códigos para esta linguagem); e também a execução dos testes com o *hardware* na malha em tempo real, sendo este *hardware* primeiramente emulado (abrindo um caminho para a execução dos testes com o *hardware* real) nos permite testar o controlador do sistema diretamente no protótipo do processador de vôo. Para este nível de testes e seqüência apresentada é necessário a disponibilidade de um módulo adicional, o RealSim.

7. Implementar o Código Final no Processador Destino

Após ter completado todos os testes necessários e simulações para otimizar a funcionalidade e desempenho da aplicação, o código perfeito pode ser

finalmente implementado no processador destino (ex. Transputer T805 do satélite SACI-1).

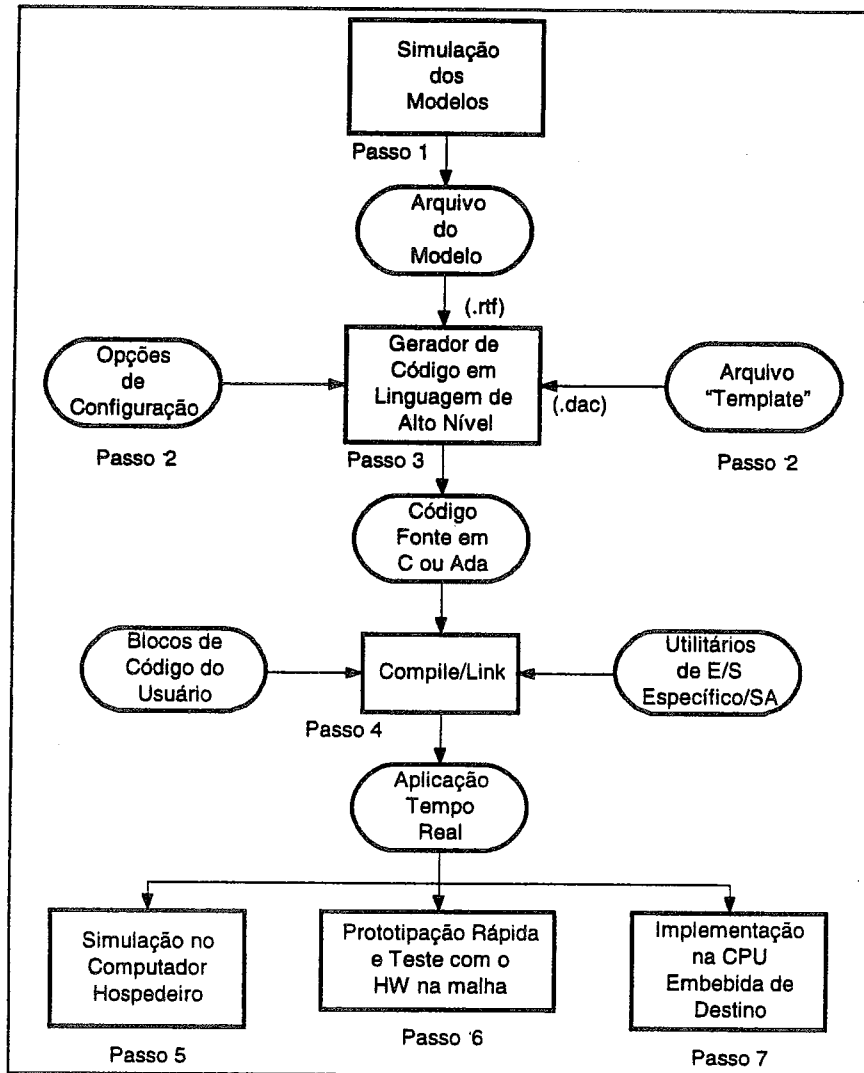


Fig. 5.3 - Seqüência utilizada no desenvolvimento do sistema.
 FONTE: Integrated Systems Inc. (1994b), p.4.

5.4 - Metodologia Utilizada nos Testes do Software de Vôo

Tubb e McEwen (1994) usaram quatro tipos de testes nos satélites da missão MSTI (os primeiros satélites a empregar geração automática de código para o *software* de vôo), para assegurar que o *software* satisfaça todos os requisitos a nível de sistema. Segundo Tubb e McEwen (1994) "cada um dos tipos de teste é projetado para atingir problemas de *software* (i. é., algoritmos, compilador, biblioteca matemática, tempo real, ou interface) para uma oportunidade de correção o mais cedo possível. Os dois primeiros tipos de testes (simulação do *software*, execução do processador) foram testes de *software* "em progresso". Os testes de *software* "em progresso" não são parte do

processo de qualificação formal do *software*. Testes de simulação do *software* e execução do processador satisfazem os desejos dos projetistas dos *softwares* e dos algoritmos na verificação dos algoritmos antes da geração do *software* de voo. Os outros dois tipos de testes restantes (processador na malha e *hardware* na malha) são testes em tempo real os quais ocorrem depois que o *software* estiver completamente integrado e pronto para qualificação. Problemas nos algoritmos são geralmente encontrados durante os testes de simulação do *software*. A maioria dos problemas de *software* são descobertos usando os testes com o processador na malha. Os testes com o processador na malha são capazes de verificar os algoritmos, desempenho do compilador, execução em tempo real e, caso necessário, as interfaces de comando e telemetria.

5.4.1 - Tipos de Testes de *Software*

- Simulação do *Software*

Executado antes da geração do código de voo

Valida a exatidão (correção) dos algoritmos de determinação e controle de atitude

- Execução do Processador

Teste em tempo não real executado no processador de destino (por exemplo: processador Transputer T805 utilizado no SACI-1)

Valida as bibliotecas matemáticas, o compilador e o *linkeditor*

- Processador na Malha

Execução em tempo real no processador de destino usando placas de E/S e Modelos do Satélite/Ambiente simulados

Modelos do Satélite/Ambiente simulados são desenvolvidos no SystemBuild e convertidos para "C" usando o AutoCode

Os Modelos do Satélite/Ambiente executados em processadores em tempo real "fecham a malha" com o *software* de voo

Valida o desempenho em tempo real e exatidão (correção) dos algoritmos

- Hardware na Malha

Testes em tempo real são executados no processador de destino usando placas de E/S e o *hardware* de voo

Valida interfaces de *hardware*"

5.4.2 - Simulação do *Software* no Computador Hospedeiro

Nesta simulação os códigos referentes aos modelos do sistema em "malha fechada" da Figura 5.4 (o qual inclui os modelos do satélite/ambiente e do controlador) são executados em um computador hospedeiro (por exemplo: uma estação HP/750-

UNIX ou uma Alfa-AXP/2100-OpenVMS ou um PC/WINDOWS/DOS) sem nenhuma interface com *hardware* externo. Este tipo de simulação é denominado *stand-alone* em Integrated Systems Inc. (1994b).

Aplicações *stand-alone* geradas são, conforme Gupta *et al.* (1993), facilmente portáveis de um computador e/ou sistema operacional para outro através do *link* com diferentes rotinas de E/S de *hardware*. Os controladores supridos pela Integrated Systems Inc. permitem que o código em tempo real gerado rode em modo *batch* em qualquer estação de trabalho ou computador *mainframe*. Isto acelera a simulação de sistemas complexos de tempo-discretos e/ou a verificação do código antes de testar com o *hardware* de destino.

Uma vez que o sistema em “malha fechada” tenha sido modelado no SystemBuild (Integrated Systems Inc., 1994a) na forma de diagrama de blocos e seu código fonte tenha sido gerado usando o AutoCode (Integrated Systems Inc., 1994b), comparamos a saída do código gerado contra aqueles obtidos das simulações dos diagramas de blocos.

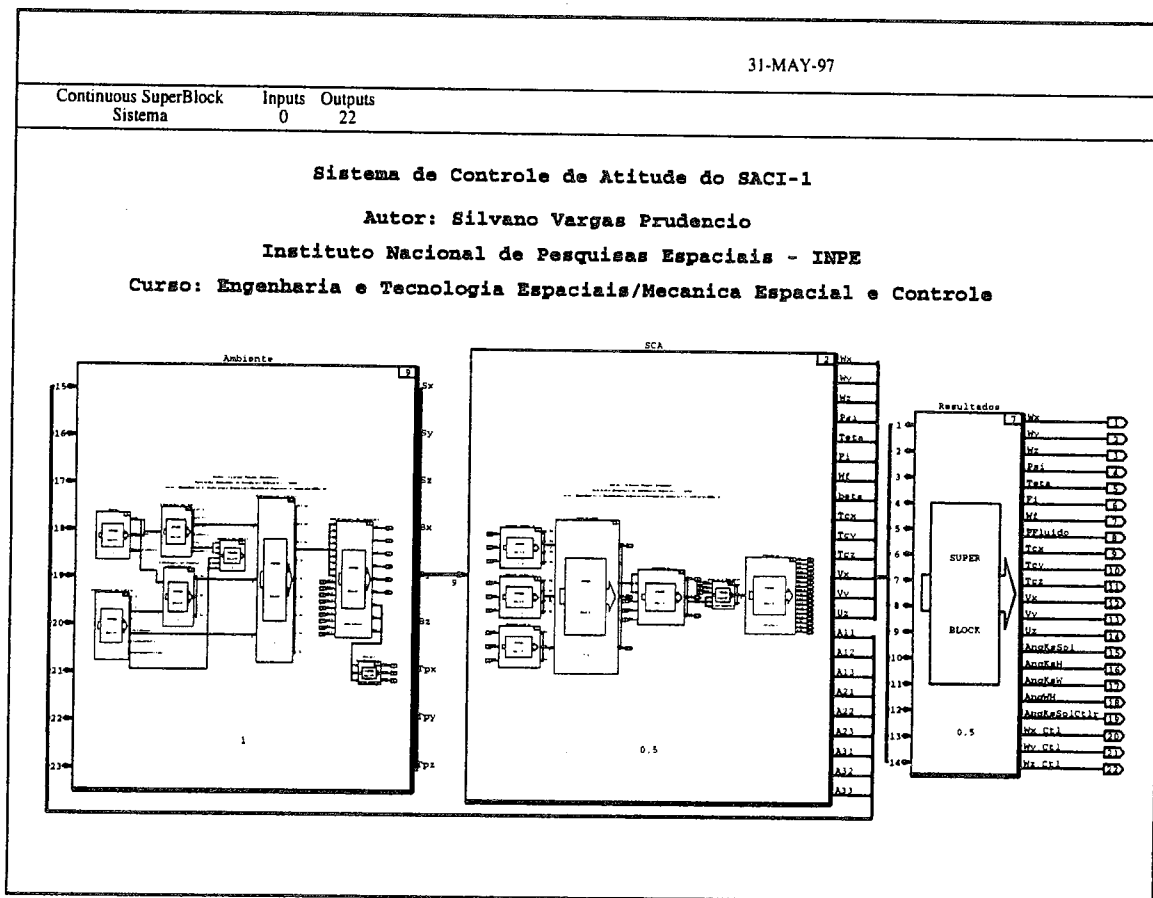


Fig. 5.4 - Diagrama de blocos do sistema em malha fechada.

O código (programa de aplicação) gerado na máquina hospedeira usando os mesmos vetores de entrada e saída utilizados na simulação em diagramas de blocos é

testado possibilitando desta forma a comparação e análise dos dados através das duas formas de simulações.

Para permitir os testes do código gerado no ambiente “hospedeiro” tradicionalmente de tempo não real é necessário um conjunto de subrotinas que executa as operações utilitárias de destino-específicas. Estas subrotinas provêm serviços de interface como a leitura de um arquivo de dados de entrada e produção de um arquivo de saída contendo os resultados das simulações.

Após ter completado todos os testes e simulações necessários para otimizar a funcionalidade e desempenho do programa de aplicação referente ao SCA do SACI-1, o código perfeito do controlador do sistema é transferido (implementado) no processador destino (por exemplo: o Transputer T805).

5.4.3 - Testes com o Processador na Malha

Testes com o processador na malha são testes em tempo real do código de voo. Emulação dos sensores e atuadores de voo provêm dados para o processador de destino (ex. Transputer T805) através da placa de interface IMS B008 (veja Figura 5.5). Testes com o processador na malha requerem o uso de um computador hospedeiro (por exemplo: um PC/DOS) para o ambiente de desenvolvimento OCCAM II, o processador de destino Transputer T805 executando o código de voo (algoritmos referente ao controlador) em linguagem OCCAM II, o chassis IMS B008 conectado ao barramento do PC (armazenando os processadores de destino: Transputers T805), placas de interface para controle e aquisição de dados DAC e um ambiente de desenvolvimento C para execução no computador hospedeiro dos modelos do satélite/ambiente incluindo os modelos dos sensores e atuadores emulados em tempo real.

Apresentaremos a seguir as vantagens e limitações dos testes com o processador na malha, conforme verificadas por Tubb e McEwen (1994).

5.4.3.1 - Vantagens dos Testes com o Processador na Malha

Os testes com o processador na malha propiciam as seguintes vantagens:

- Executa o *software* de voo em tempo real no Processador de Destino (Transputer T805)
- Roda em “Malha Fechada” com dados simulados dos sensores e atuadores (simula condições em órbita)
- Testa os algoritmos
- Exercita interfaces de Entrada/Saída (incluindo placas de E/S IMS B008 e DAC)
- Determina o tamanho do código
- Determina a capacidade de vazão de dados-*throughput*.

5.4.3.2 - Limitações dos Testes com o Processador na Malha

Os testes com o processador na malha não:

- Validam as especificações de Entrada e Saída em *hardware* (somente interpretações das especificações são conseguidas)
- Realizam interfaces com os sensores e atuadores reais.

Segundo Gupta *et al.* “o AutoCode pode gerar uma aplicação completa e auto contida. Este código é projetado para rodar em microprocessadores embebidos ou minicomputadores. Os únicos serviços externos requisitados são os controladores de entrada/saída de *hardware* e funções de ajuste do temporizador. Uma vez escritas, estas rotinas provêm suporte geral para suportar aplicações do AutoCode no ambiente de computação da plataforma de destino.”

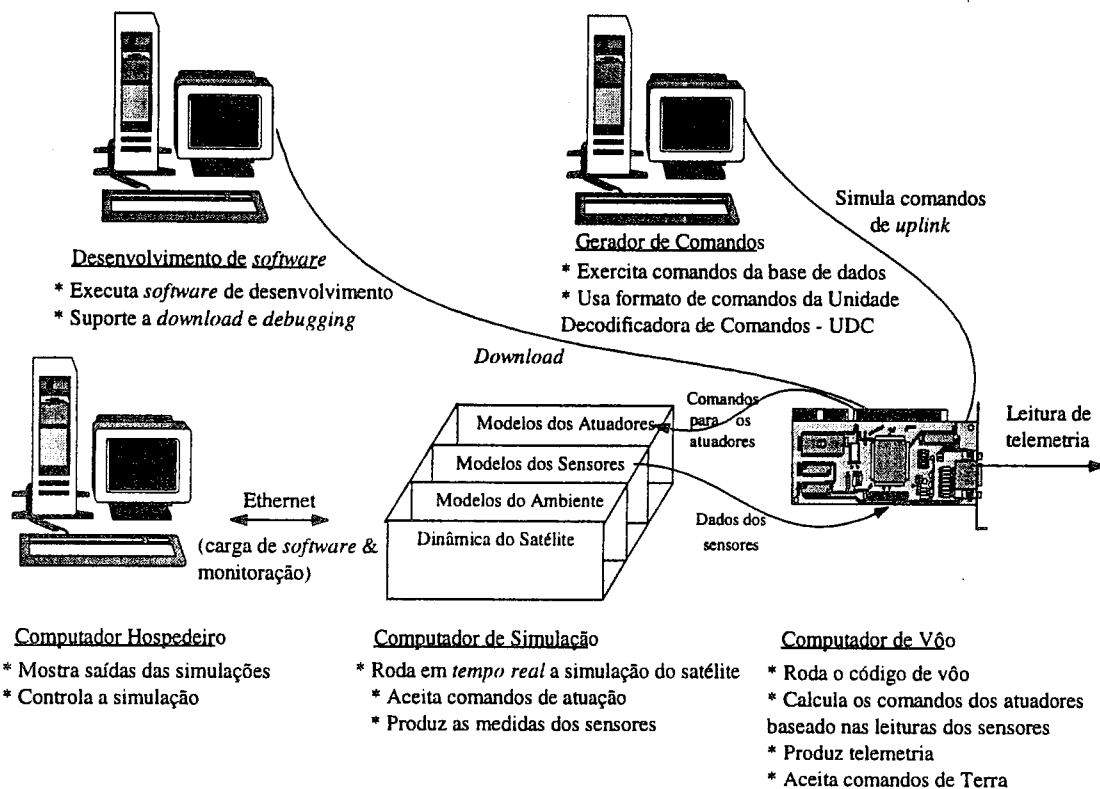


Fig. 5.5 - Arquitetura para os testes com o processador na malha.

FONTE: Tubb e McEwen (1994), p.15.

Com o objetivo de realizar o teste com o processador na malha uma realização em diagrama de blocos do sistema em malha aberta é mostrada na Figura 5.6. Nesta realização o controlador do sistema foi “tirado” da malha permitindo a geração do código dos Modelos do Satélite/Ambiente. A realização do controlador do sistema, mostrada na Figura 5.7, permite gerar o código deste isoladamente. As duas realizações podem ser executadas em computadores distintos e integradas através da realização de

uma interface entre estes computadores. Barbosa (1997) realiza esta interface utilizando o código gerado referente aos Modelos do Satélite/Ambiente e dos Modelos do Controlador representados pelas Figuras 5.6 e 5.7.

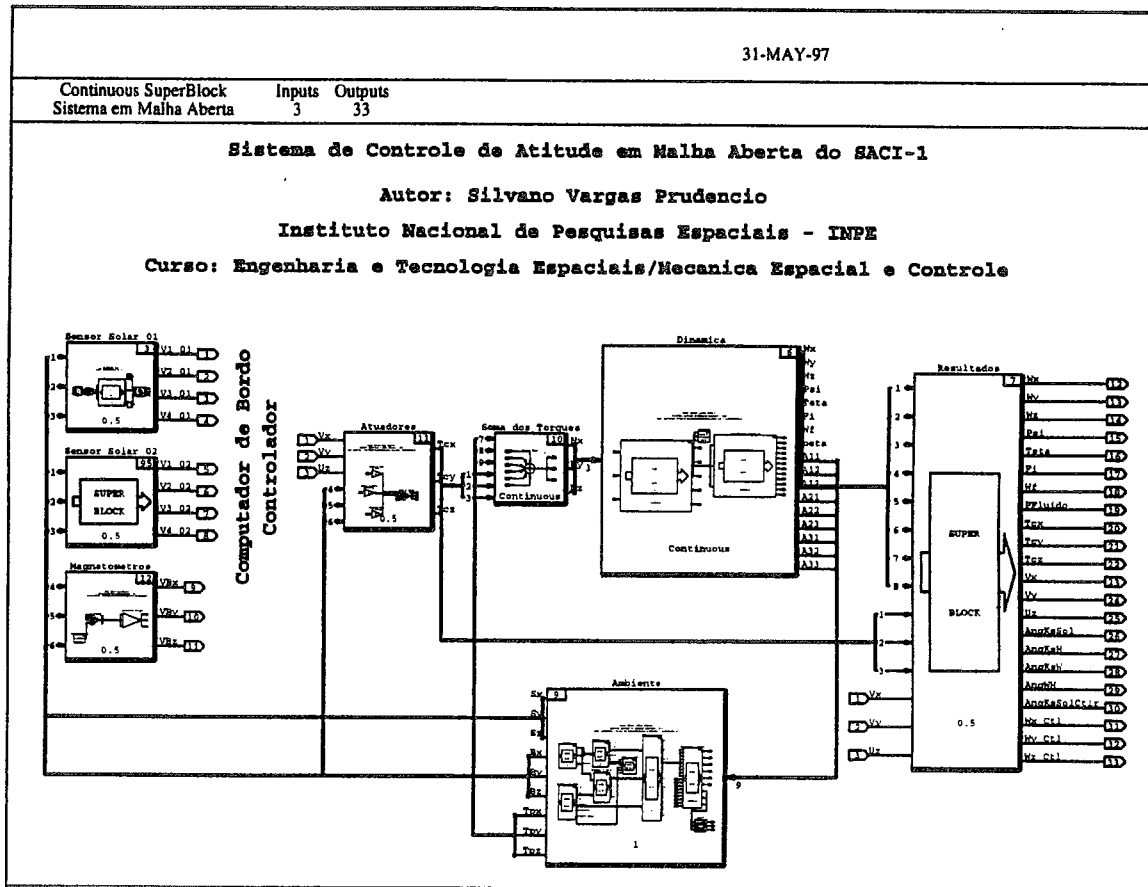


Fig. 5.6 - Realização em diagrama de blocos do sistema em malha aberta.

5.4.4 - Testes com o Hardware na Malha

Os testes com o *hardware* na malha validam a integração do *software* de vôo com o processador de vôo, atuadores e sensores de vôo. Os testes com o *hardware* na malha (veja Figura 5.8) requerem o sistema de desenvolvimento OCCAM II, e o *hardware* de vôo integrado. A validação do desempenho do *software* é limitada pela habilidade de estimular os sensores de vôo, e dinamicamente responder aos atuadores enquanto em um ambiente “não-espacial”.

Apresentaremos a seguir as vantagens e limitações dos testes com o *hardware* na malha, conforme verificadas por Tubb e McEwen (1994).

5.4.4.1 - Vantagens dos Testes com o Hardware na Malha

Os testes com o *hardware* na malha propiciam as seguintes vantagens:

- Executam o *software* de vôo no Processador de Vôo

- Rodam em “Malha Fechada” com o *hardware* de vôo e dados dos sensores
- Exercitam e validam as especificações de *hardware* de Entrada/Saída

5.4.4.2 - Limitações dos Testes com o Hardware na Malha

Os testes com o hardware na malha não:

- Validam os Algoritmos sobre toda a faixa de operação do satélite (dificuldade de gerar a dinâmica dos atuadores e sensores do satélite preso à restrição da proximidade da Terra).

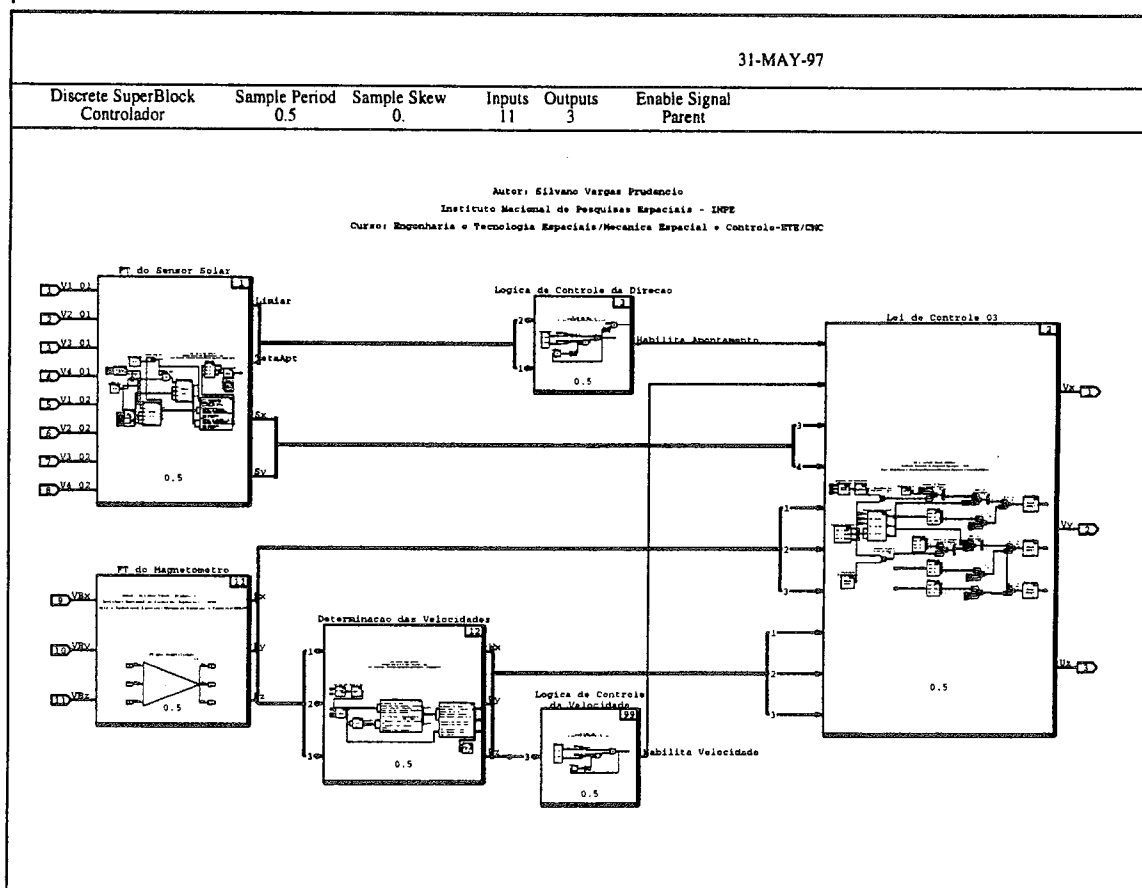


Fig. 5.7 - Realização em diagrama de blocos do controlador do sistema.

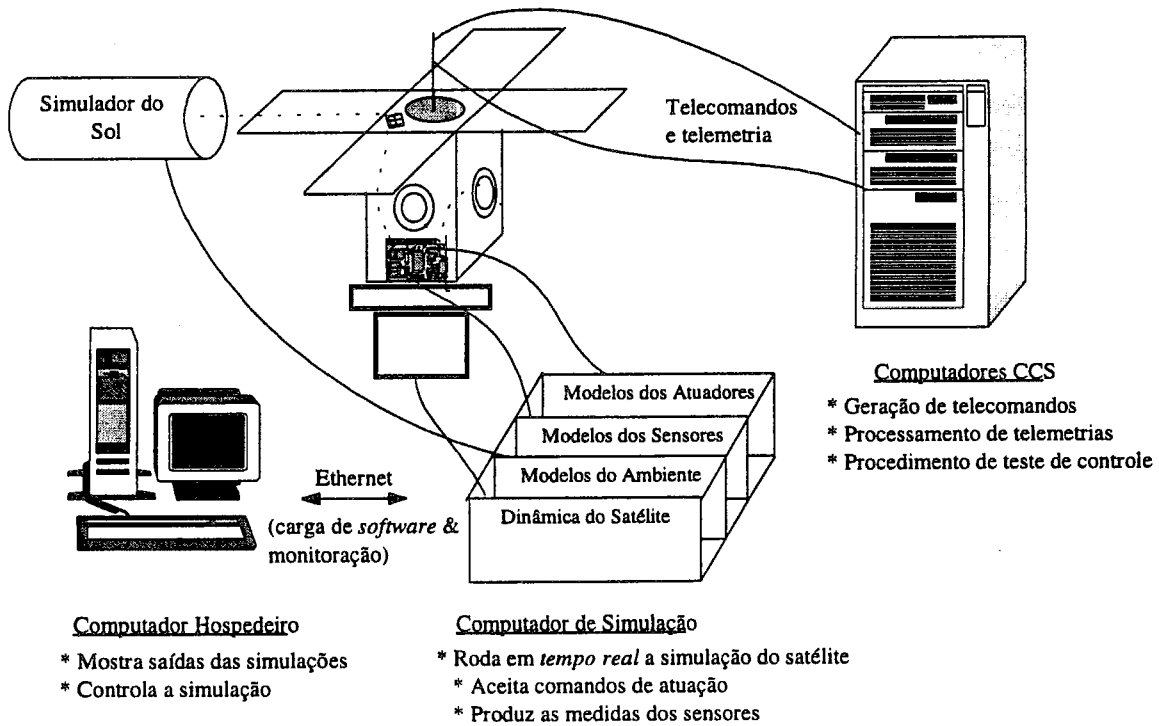


Fig. 5.8 - Arquitetura para os testes com o hardware na malha.
 FONTE: Adaptada de Tubb e McEwen (1994), p.16.

CAPÍTULO 6

SIMULAÇÕES E RESULTADOS

Os resultados do projeto e da simulação em tempo real de SCAs autônomos para satélites artificiais com controle de atitude magnético estudados e discutidos nos capítulos anteriores serão apresentados. Estes resultados correspondem à utilização do ambiente de análise, projeto e simulação MATRIX_x discutido anteriormente. Em particular, os modelos do satélite SACI-1 e do seu SCA, incorporados ao ambiente MATRIX_x através de realizações em diagramas de blocos, serão utilizados nas simulações realizadas através da geração automática de código a partir dos diagramas.

Dentre as diversas leis de controle que um SCA pode ter, a lei de controle que age como “bang-bang” através de uma “função de comutação” parece a mais adequada e será simulada de acordo com o que foi apresentado no Capítulo 4.

6.1 - Mecanização do Sistema de Controle

Mostraremos, aqui, uma breve descrição de como o sistema de controle pode ser mecanizado. Em vista da natureza dos modelos do controlador desenvolvido e das leis de controle propostas, um sistema de controle autônomo (a bordo) é aconselhável. O sistema de controle para o satélite SACI-1 é composto das bobinas magnéticas e seus circuitos eletrônicos, de dois sensores solares para determinação da direção do Sol e dos magnetômetros, os quais habilitam a atualização da função de comutação (leis de controle) ao longo da órbita.

6.2 - Modelo Simulado

De forma a mostrar a exequibilidade do sistema e em particular dos algoritmos de controle de atitude (leis de controle) apresentados no Capítulo 4 e aplicadas ao SCA realizamos uma simulação digital por computador através do código gerado automaticamente a partir dos modelos do sistema desenvolvido. Os modelos do sistema são parametrizados utilizando dados característicos do satélite SACI-1, conforme descrito abaixo.

O modelo do satélite SACI-1 simulado tem como parâmetros: momentos principais de inércia $I_x = 3.0486 \text{ kg.m}^2$, $I_y = 3.1334 \text{ kg.m}^2$ e $I_z = 4.0904 \text{ kg.m}^2$ e uma velocidade nominal de rotação $\Omega_f = 6 \text{ rpm}$; uma órbita elíptica quase circular (excentricidade $e = 0.0015474$) de 741.464 km de altitude e inclinação $i = 98.53081^\circ$. A Tabela 6.1 mostra os demais elementos que definem a órbita e a posição do satélite nesta para o instante de injeção em órbita. O satélite é assumido ser lançado da China com as seguintes longitude e latitude geográficas (E 105.221°, N 15.364°), injetado em órbita na época de 15/10/1997 às 3:37:50h GMT com uma atitude (orientação) inicial do eixo de rotação (eixo-z do satélite em relação ao referencial orbital $l-b-n$ definido no Apêndice A) de $\psi_0 = \omega + f$ (onde $\omega = 97.19261^\circ$ é o argumento do perigeu e $f = 67.386^\circ$

é a anomalia verdadeira) para o Azimute, $\theta_0 = 90.0^\circ$ (direção radial com o eixo-z paralelo ao centro da Terra) para a Coelevação e $\phi_0 = 0.0^\circ$ para a rotação em torno de eixo-z. As velocidades angulares ao longo dos eixos principais de inércia são: $\omega_x = 0.01$ rpm, $\omega_y = 0.01$ rpm e $\omega_z = 0.01$ rpm, a posição e a velocidade angular do fluido no interior do anel do amortecedor de nutação são $\beta = 0.0^\circ$ e $\omega_f = 0.0$ rpm, respectivamente. Os momentos de dipolo magnético das bobinas são $M_x = 5.2 \text{ Am}^2$, $M_y = 5.2 \text{ Am}^2$ e $M_z = 8.2 \text{ Am}^2$. Devido ao baixo momento angular do satélite na fase *inicial* de aquisição uma estabilização por rotação através do controle por bobinas magnéticas simultaneamente com o controle da direção do eixo de rotação é utilizada. A estabilização giroscópica é alcançada em aproximadamente 5 horas e a aquisição do Sol com um desvio de aproximadamente 1° da referência (para o caso simulado - condições acima) é alcançada em aproximadamente 7 horas.

TABELA 6.1 - ELEMENTOS KEPLERIANOS NO INSTANTE DE INJEÇÃO EM ÓRBITA.

a	7122370 m	Semi Eixo Maior
e	0.0015474	Excentricidade
i	98.53081°	Inclinação
Ω	1.065°	Ascensão Reta
ω	97.19261°	Argumento do Perigeu
M	67.20317°	Anomalia Média

Na fase nominal de operação, após a fase inicial de aquisição do Sol e a estabilização por rotação, o satélite deve manter os painéis solares (eixo de rotação) na direção do Sol realizando correções na direção do eixo de rotação prevenindo a deriva na atitude devida principalmente à regressão nodal (movimento relativo da Terra ao redor do Sol) que, para uma órbita Sol síncrona, é de aproximadamente 1° por dia. Para isto, o conhecimento da posição do Sol é necessário na simulação. Na prática o sensor solar detectará o Sol e informará sua posição para o computador de bordo. A quantidade de decaimento da velocidade de rotação, devido aos torques perturbadores, após esta ter atingido o seu valor nominal é estimada ser muito pequena requerendo apenas correções esporádicas.

6.3 - Definição das Variáveis Apresentadas nos Resultados

As variáveis apresentadas como resultados das simulações são, primeiramente, todas as variáveis de estado do satélite (correspondentes às equações dinâmica de movimento), ou seja: as componentes do vetor velocidade angular real $\vec{\omega} = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$; as diferenças dos ângulos de azimute $\Delta\psi = \psi_{\text{sol}} - \psi_{\text{sat}}$ e

coelevação $\Delta\theta = \theta_{\text{sol}} - \theta_{\text{sat}}$ do satélite em relação ao referencial inercial, sendo ψ_{sol} e θ_{sol} os ângulos do azimute e coelevação do vetor satélite-Sol, respectivamente, em relação ao referencial inercial; e ψ_{sat} e θ_{sat} são os ângulos de azimute e coelevação do satélite (eixo-z) em relação ao referencial inercial. O ângulo de rotação ϕ (em torno do eixo z do satélite) não será mostrado, pois este varia ciclicamente no intervalo $0 \leq \phi < 360^\circ$ com a frequência de rotação do satélite. Apresentaremos, ainda, a posição e a velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação, β e ω_f , respectivamente.

Adicionalmente, serão mostradas as componentes do vetor velocidade angular determinadas a bordo $\vec{\omega} = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ a partir das medidas do magnetômetro.

As componentes do vetor torque de controle expressas no referencial do satélite $\vec{T}_c = (T_{Cx} \ T_{Cy} \ T_{Cz})^T$ e os sinais de controle para as bobinas magnéticas (u_x , u_y , u_z).

O ângulo de apontamento real (ângulo do Sol), θ_{apt} real, ou seja, o ângulo entre os vetores unitários: eixo-z do satélite $\vec{k}_s = (0 \ 0 \ 1)^T$ e o vetor satélite-Sol $\vec{k}_f = (\hat{S}_x \ \hat{S}_y \ \hat{S}_z)^T$ (direção desejada), definido como (ver Figura 6.1):

$$\theta_{\text{apt}} \text{ real} = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{k}_f \cdot \vec{k}_s}{|\vec{k}_f| |\vec{k}_s|} \right) = \cos^{-1}(\hat{S}_z) \quad (6.1)$$

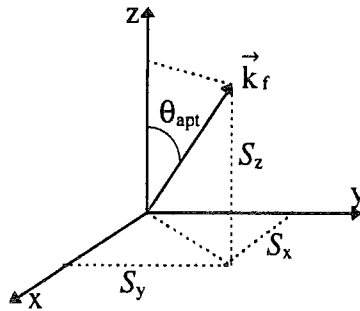


Fig. 6.1 - Vetor satélite-Sol e suas componentes no referencial fixo ao satélite e ângulo de apontamento.

O ângulo de apontamento medido, θ_{apt} medido, é definido da mesma forma, porém, o vetor unitário satélite-Sol $\vec{k}_f = (\hat{S}_x \ \hat{S}_y \ \hat{S}_z)^T$ que fornece a direção desejada é medido pelo sensor solar de dois eixos a bordo do satélite, ver Capítulo 4 seção Função de Transferência do Sensor Solar. Observamos que quando o satélite passa pelas

regiões de sombra da Terra os ângulos medidos pelo sensor solar são mantidos com os últimos valores medidos quando este estava iluminado.

O ângulo de nutação (ver Figura 6.2) definido como o ângulo entre o eixo de rotação (eixo z - na direção do versor \vec{k}_s) e o vetor momento angular \vec{H} do satélite é dado por:

$$\theta_{ksH} = \tan^{-1}\left(\frac{H_T}{H_z}\right) \quad (6.2)$$

onde, a componente transversal do vetor momento angular é $H_T = \sqrt{(I_x^2 \omega_x^2 + I_y^2 \omega_y^2)}$ e a componente axial ao eixo de rotação é $H_z = I_z \omega_z$.

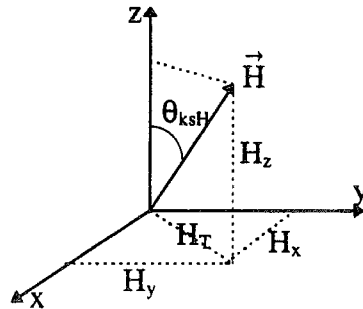


Fig. 6.2 - Referencial fixo ao satélite, componentes do vetor momento angular e o ângulo de nutação.

Outras grandezas apresentadas são os ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s (eixo z) e velocidade angular $\vec{\omega}$ (ângulo $\theta_{ks\omega}$); e 2) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H} (ângulo $\theta_{H\omega}$), definidos como:

$$\theta_{H\omega} = \cos^{-1}\left(\frac{\vec{H} \cdot \vec{\omega}}{|\vec{H}| |\vec{\omega}|}\right) \quad (6.3)$$

$$\theta_{ks\omega} = \tan^{-1}\left(\frac{\omega_T}{\omega_z}\right) = \cos^{-1}\left(\frac{\omega_z}{|\vec{\omega}|}\right) \quad (6.4)$$

6.4 - Resultados das Simulações

Consideraremos quatro casos de simulações correspondentes às variações nos modelos do controlador (algoritmos de controle de atitude e determinação das velocidades) apresentados no Capítulo 4.

CASO 01:

Este é um caso básico onde os algoritmos de determinação das velocidades (a bordo e a partir das medidas do magnetômetro) são substituídos pelas velocidades angulares reais do satélite, as quais são assumidas disponíveis e realimentadas das equações dinâmicas de movimento simuladas do satélite.

É considerado também que o controle da direção do eixo de rotação e o controle da velocidade de rotação são habilitados a todo instante de operação e agem simultaneamente, tanto para a fase de aquisição (aquisição de Sol e *spin up* do satélite) como para a fase nominal (controle de precessão e manutenção da velocidade de rotação) de operação do satélite.

Este caso é ilustrado pela Figura 6.3 à Figura 6.13, conforme segue:

Da Figura 6.3 à Figura 6.8 mostramos os valores simulados para este caso incluindo a fase de aquisição e a fase de rotina. A duração desta simulação é de 9 (nove) períodos orbitais, sendo que cada período orbital tem duração de 1 hora e 40 minutos (100 minutos). Em menos de 5 horas o satélite atinge a velocidade nominal de rotação de 6 rpm e o apontamento para o Sol é alcançado em aproximadamente 8 horas com uma precisão menor do que 0.5° .

A Figura 6.3 mostra as componentes do vetor velocidade angular real do satélite para um período incluindo a fase de aquisição e a fase nominal, onde vemos que o SCA realizou o *spin up* e a manutenção do módulo da velocidade de rotação em torno do eixo z do satélite (eixo de maior momento de inércia) mantendo as velocidades transversais pequenas. A Figura 6.4 mostra os deltas dos ângulos de azimute e coelevação do satélite. A Figura 6.5 mostra a posição e velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação. Vemos que o fluido oscila em torno de um ponto no interior do anel. A Figura 6.6 mostra as componentes do vetor torque de controle. Durante o *spin up* o torque de controle ao longo do eixo z é mantido positivo e ao atingir a velocidade nominal de rotação este torque comuta nos dois sentidos para manter a velocidade em torno da velocidade nominal. Os torques ao longo dos eixos x e y agem no controle da direção do eixo de rotação. A Figura 6.7 mostra os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar. Estes dois ângulos são equivalentes a menos da precisão do sensor solar. Nas regiões de sombra da Terra o ângulo de apontamento medido pelo sensor solar é mantido constante com o último valor medido quando este estava iluminado. Ao sair das regiões de sombra o ângulo de apontamento medido segue o ângulo de apontamento real. Para este caso o controle utiliza o último valor medido para atuar quando o satélite está oculto (passando pela sombra da Terra). Observamos que nas regiões de sombra da Terra o torque transversal causado pelo controle do módulo da velocidade provoca uma deriva no apontamento. A Figura 6.8 mostra os ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s e momento angular \vec{H} (ângulo de nutação); 2) eixo de rotação \vec{k}_s e velocidade angular $\vec{\omega}$; e 3) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H} . Estes ângulos são eliminados em menos de 2 horas.

Já a Figura 6.9 mostra detalhes das componentes do vetor velocidade angular real para a fase de aquisição. A Figura 6.10 mostra detalhes dos ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para a fase de aquisição.

E a Figura 6.11 mostra detalhes das componentes do vetor velocidade angular real para a fase de rotina. A Figura 6.12 mostra detalhes dos ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para a fase de rotina.

A Figura 6.13 mostra os valores das componentes do campo magnético ao longo dos eixos do plano de rotação e a componente transversa no referencial do satélite, medido pelo sensor magnetômetro. Estas componentes são utilizadas a bordo para a comutação da lei de controle e variam aproximadamente no intervalo de (-400, +400) miligauss.

CASO 02:

Este caso difere do primeiro apenas pela inclusão, nos modelos do controlador, do algoritmo de determinação das velocidades angulares do satélite (a bordo e a partir das medidas do magnetômetro).

Da Figura 6.14 à Figura 6.20 mostramos os valores simulados para este caso incluindo a fase de aquisição e a fase de rotina. As grandezas apresentadas neste caso são semelhantes ao caso anterior e mostram o efeito do algoritmo de determinação das velocidades angulares sobre do controle de atitude. Este é um algoritmo simples desenvolvido para o satélite SACI-1 não sendo desta forma genérico para outras missões. Este algoritmo causa uma deriva no ângulo de apontamento, principalmente para a fase de rotina, conforme mostram as Figuras 6.19 e 6.26.

A Figura 6.14 mostra as componentes do vetor velocidade angular real. A Figura 6.15 mostra as componentes do vetor velocidade angular determinado pelo algoritmo de determinação das velocidades angulares. A Figura 6.16 mostra os deltas dos ângulos de azimute e coelevação do satélite. A Figura 6.17 mostra a posição e a velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação. A Figura 6.18 mostra as componentes do vetor torque de controle. A Figura 6.19 mostra os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar. Nas regiões de sombra da Terra estes ângulos sofreram uma deriva devido ao algoritmo de determinação das velocidades angulares. A Figura 6.20 mostra os ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s e momento angular \vec{H} (ângulo de nutação); 2) eixo de rotação \vec{k}_s e velocidade angular $\vec{\omega}$; e 3) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H} .

Já a Figura 6.21 detalha as componentes do vetor velocidade angular real para a fase de aquisição. A Figura 6.22 detalha as componentes do vetor velocidade angular determinada para a fase de aquisição. E a Figura 6.23 mostra os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para a fase de aquisição.

A Figura 6.24 detalha as componentes do vetor velocidade angular real para a fase de rotina. A Figura 6.25 detalha as componentes do vetor velocidade angular determinado para a fase de rotina e a Figura 6.26 detalha os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para a fase de rotina.

CASO 03:

Este caso é semelhante ao anterior, ou seja, utiliza as velocidades angulares determinadas pelo algoritmo de determinação de velocidades e mantém o controle de direção e módulo do momento angular sempre ativos (tanto para a fase de aquisição e como para a fase de rotina). Entretanto, para o controle de direção do momento angular (ou seja, direção do eixo de rotação), este desabilita as leis de controle para as regiões de sombra da Terra (ao invés de habilitar as leis com o último valor medido como nos casos anteriores).

Para uma simulação mostrando a fase de aquisição e a fase de rotina a Figura 6.27 mostra as componentes do vetor velocidade angular real, a Figura 6.28 mostra as componentes do vetor torque de controle e a Figura 6.29 mostra os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

Já a Figura 6.30 detalha os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para a fase de aquisição e a Figura 6.31 detalha os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para a fase de rotina.

CASO 04:

Este caso utiliza as velocidades angulares determinadas a bordo e mantém o controle de direção do eixo de rotação ativo na sombra usando o último valor medido. Este caso acrescenta aos outros às lógicas de controle propostas no Capítulo 4, ou seja, desabilita as leis de controle quando estas alcançam seus valores nominais e as habilita novamente quando estas se desviam de seus valores nominais. Em particular, para o controle de velocidade de rotação as leis de controle são desabilitadas quando estas atingem a velocidade nominal de 6 rpm para o SACI-1, a reativação deste controle não é verificada na simulação pois os torques perturbadores não foram implementados; já para o controle de direção do eixo de rotação este é desativado quando o ângulo de apontamento (ângulo do Sol) medido pelo sensor solar alcança 1° . O ângulo de apontamento sofre, então, uma deriva devida principalmente à regressão nodal (ver Apêndice B) e é ativado novamente quando em 2.5° para esta simulação.

Uma simulação extensa de aproximadamente 100 horas foi realizada para mostrar esta análise. Duas transições são percebidas na simulação, conforme os gráficos.

Para todo o período de simulação a Figura 6.32 mostra as componentes do vetor velocidade angular real, a Figura 6.33 mostra as componentes do vetor torque de controle e a Figura 6.34 mostra os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

Já a Figura 6.35 detalha a fase de rotina para os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

A Figura 6.36 detalha os ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar para primeira transição e a Figura 6.37 detalha estes ângulos para a segunda transição.

Na Figura 6.38 temos os sinais de controle para as bobinas magnéticas correspondentes à segunda transição.

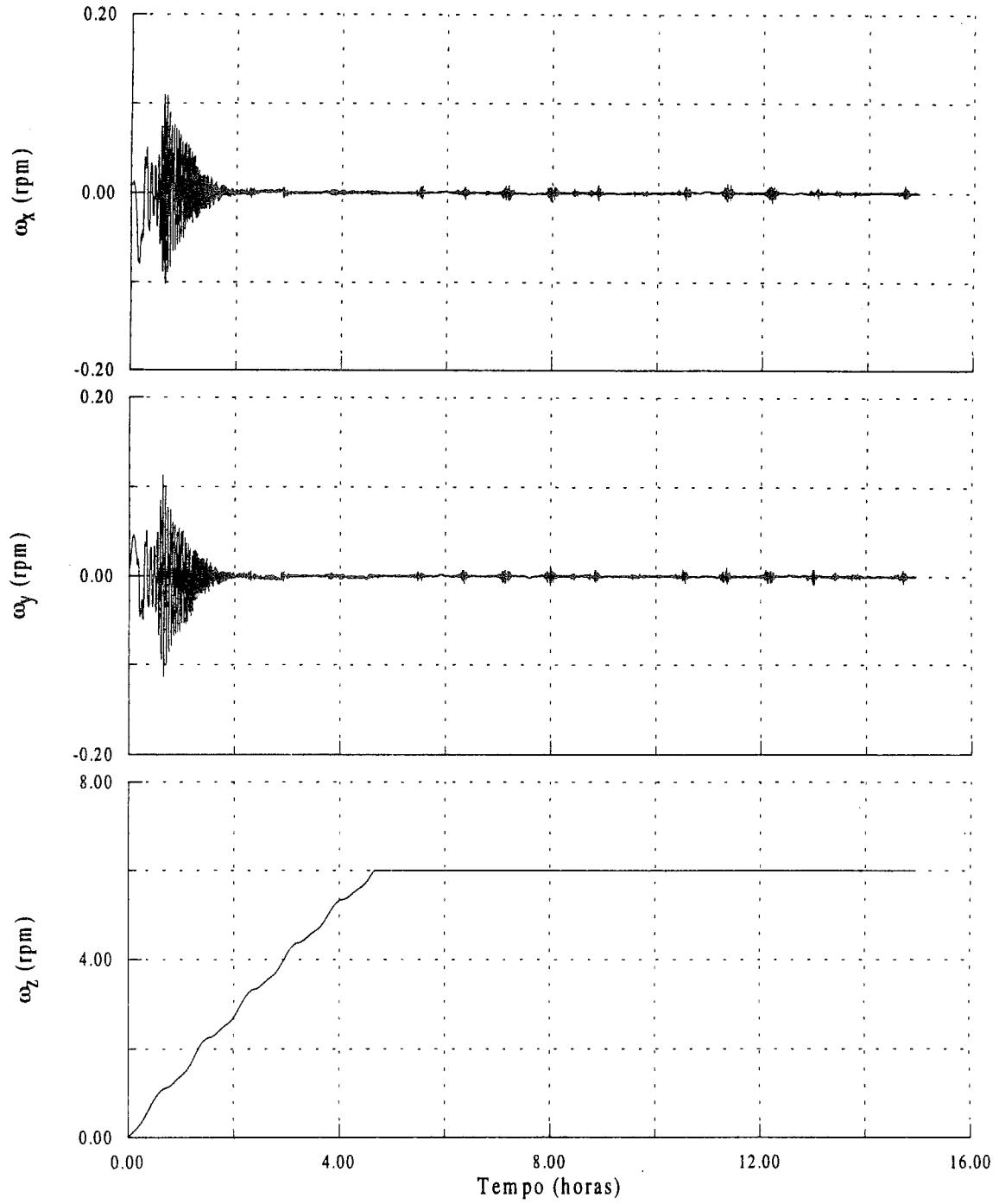


Fig. 6.3 - Componentes do vetor velocidade angular real.

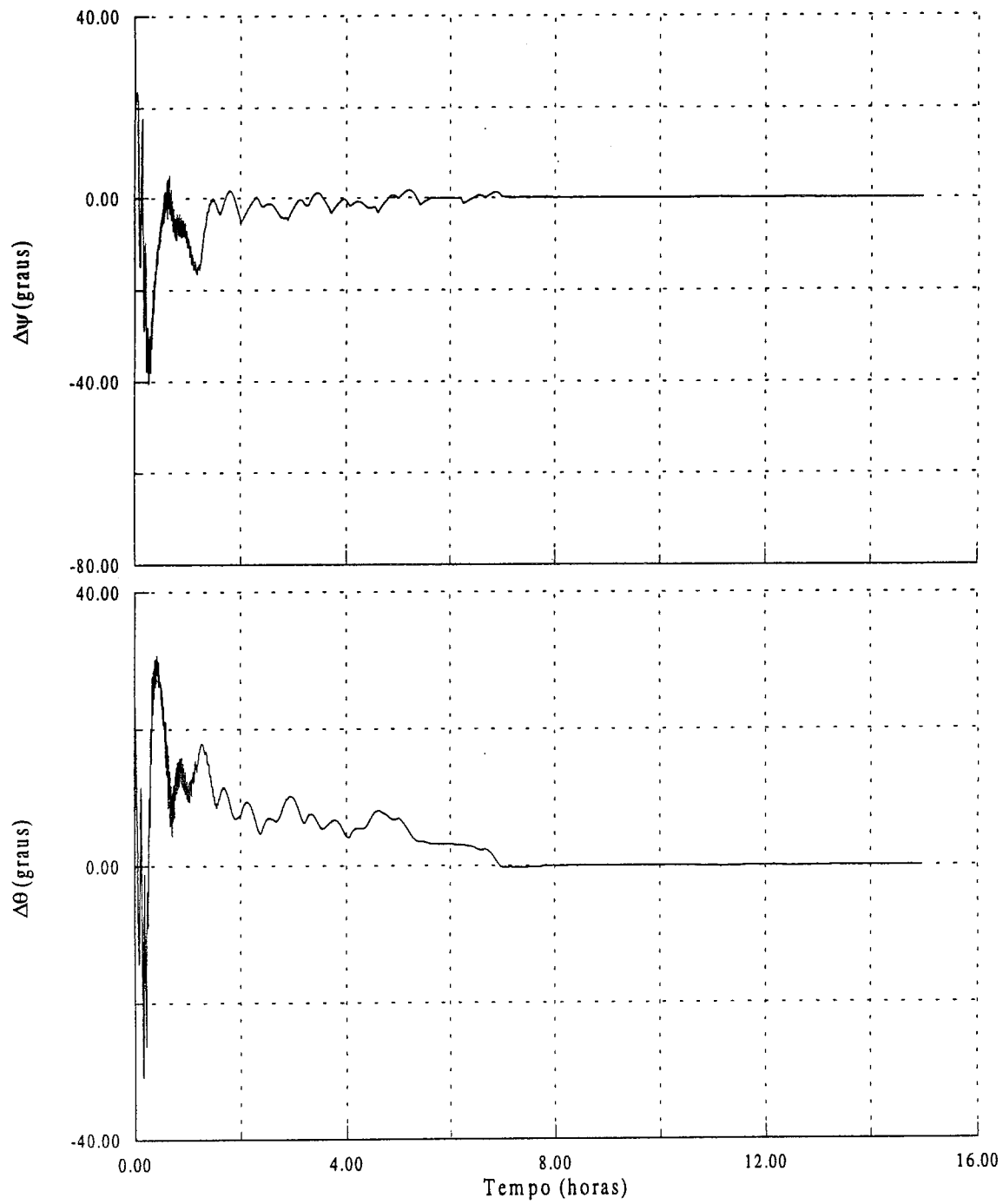


Fig. 6.4 - Deltas dos ângulos de azimute e coelevação do satélite.

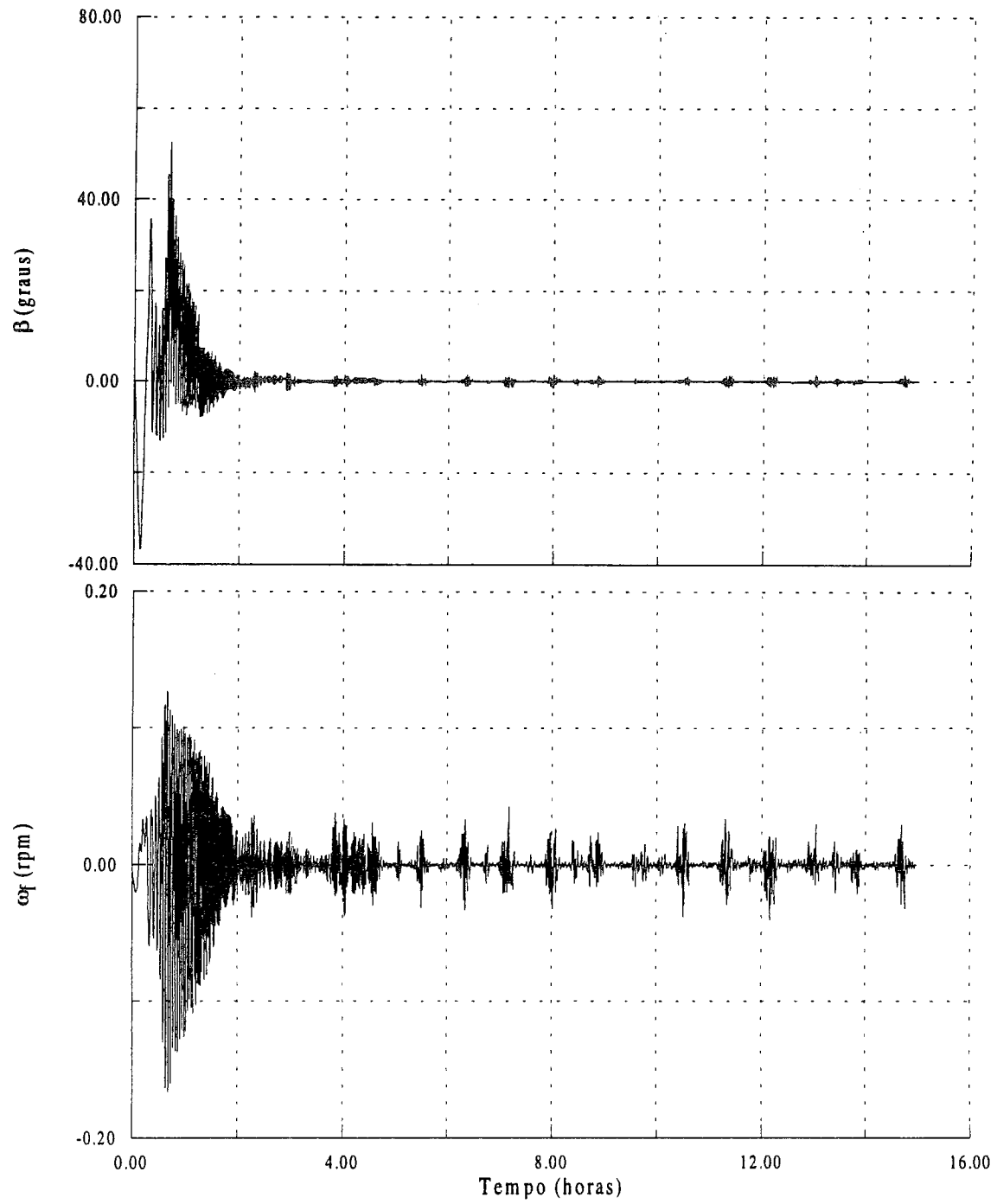


Fig. 6.5 - Posição e velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação.

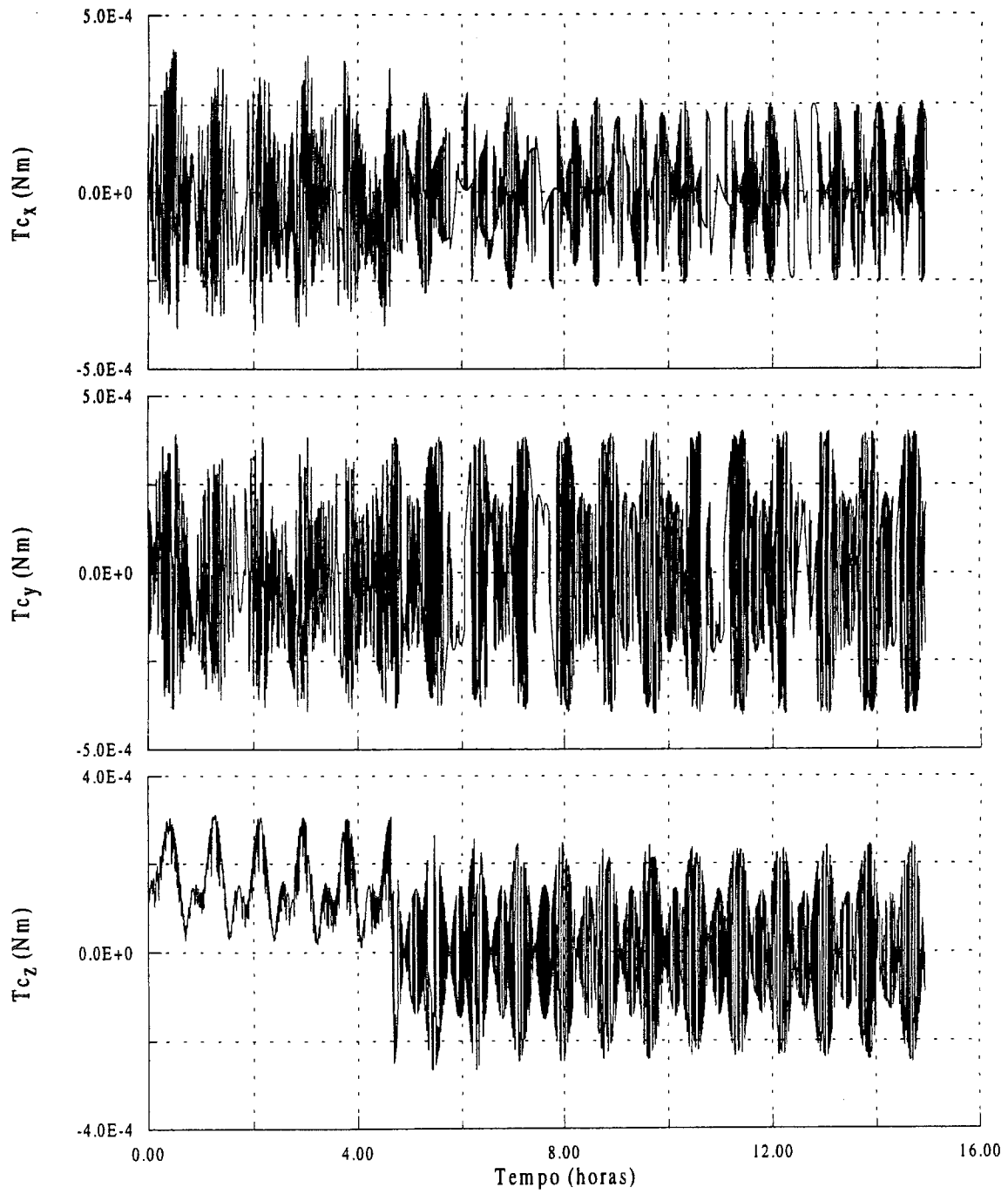


Fig. 6.6 - Componentes do vetor torque de controle.

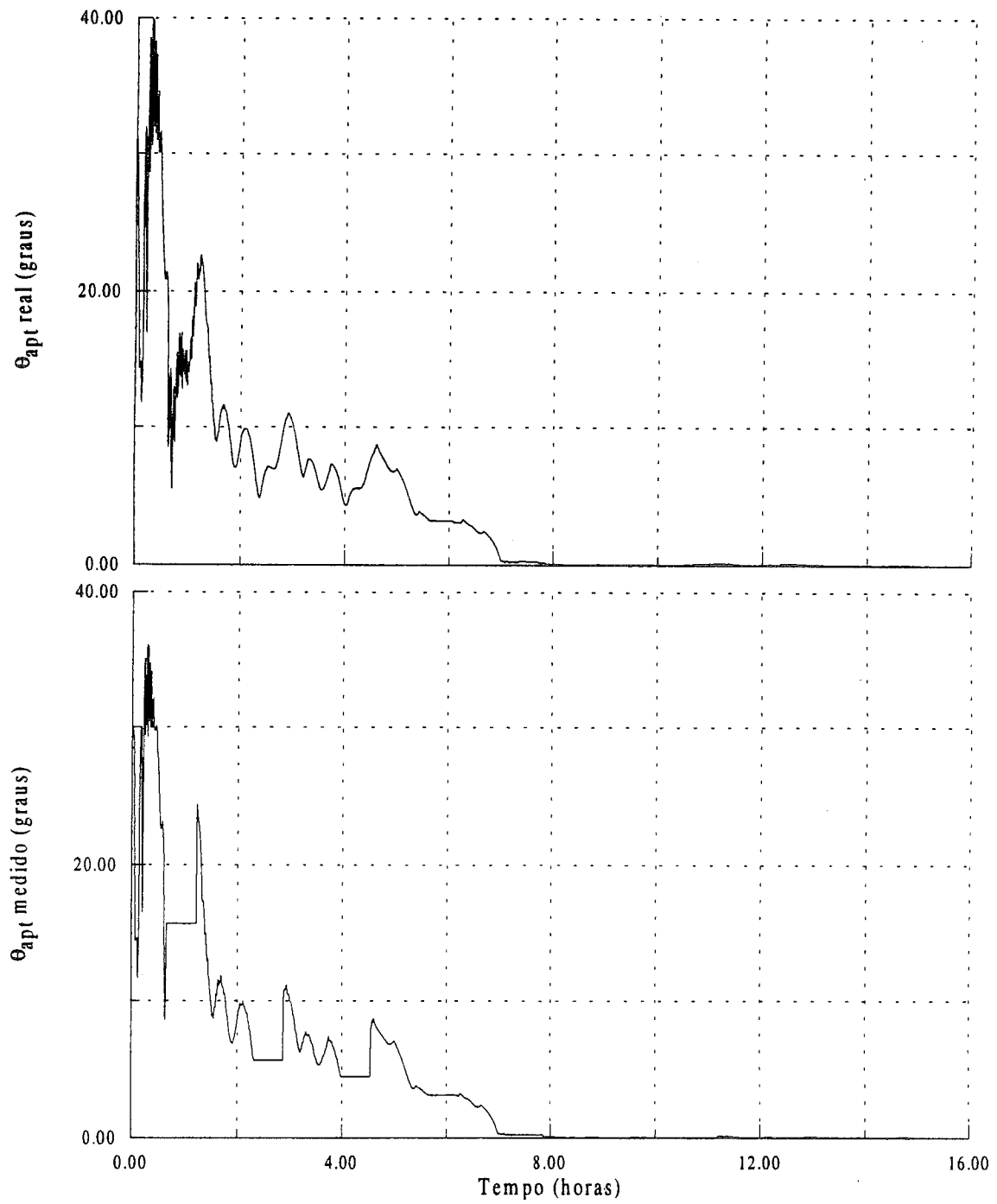


Fig. 6.7 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

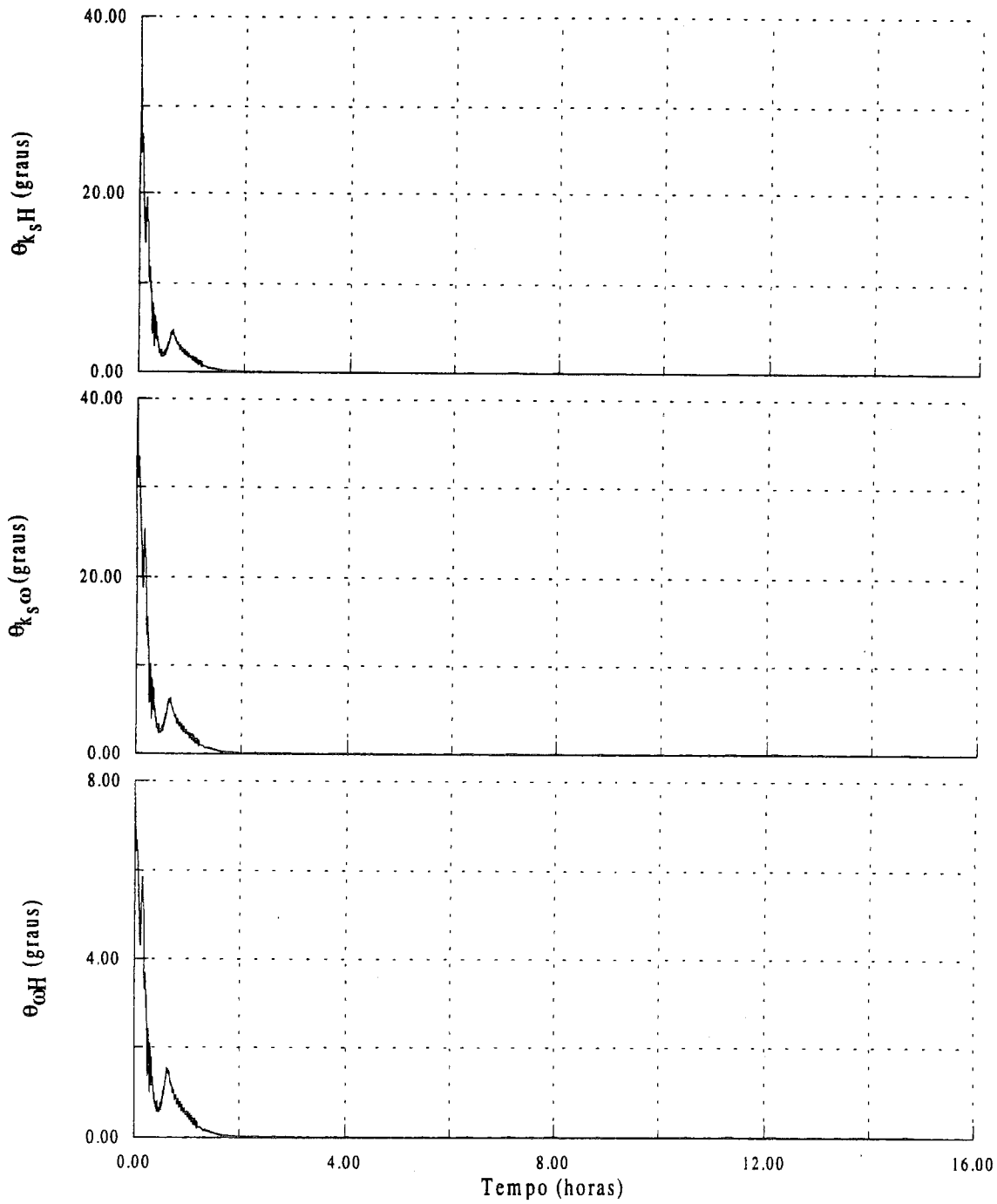


Fig. 6.8 - Ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s e momento angular \vec{H} (ângulo de nutação); 2) eixo de rotação \vec{k}_s e velocidade angular $\vec{\omega}$; e 3) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H} .

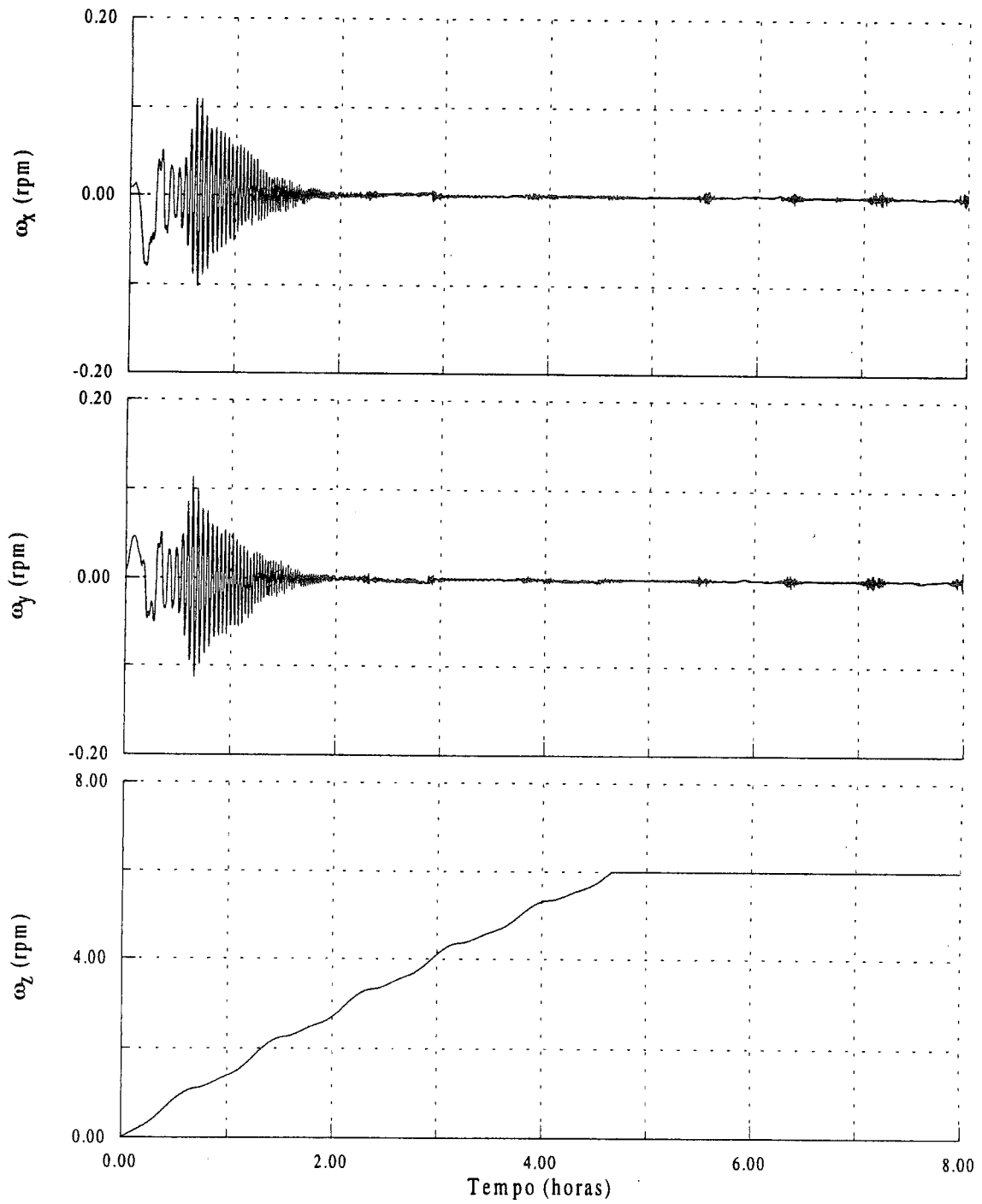


Fig. 6.9 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de aquisição.

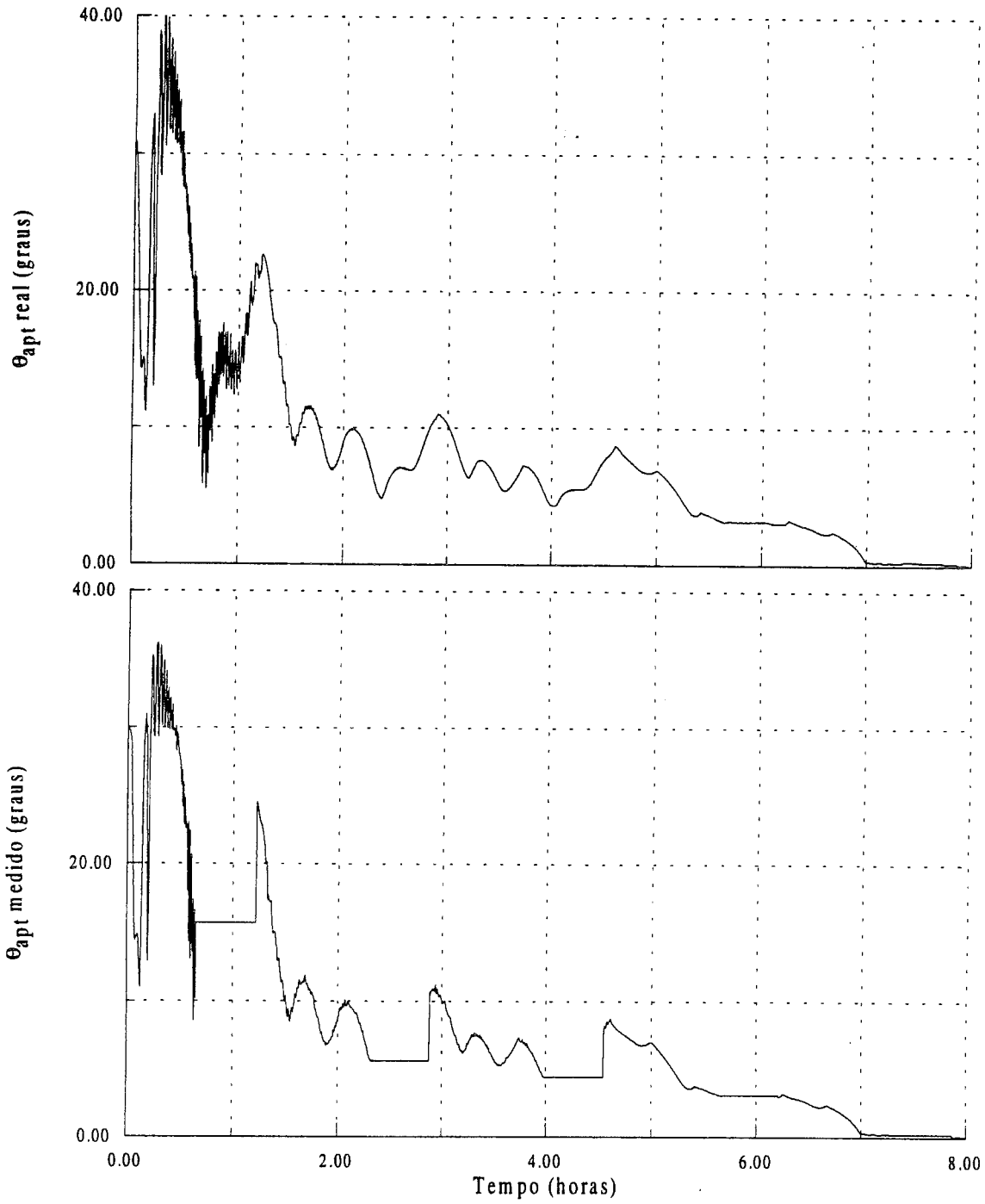


Fig. 6.10 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de aquisição.

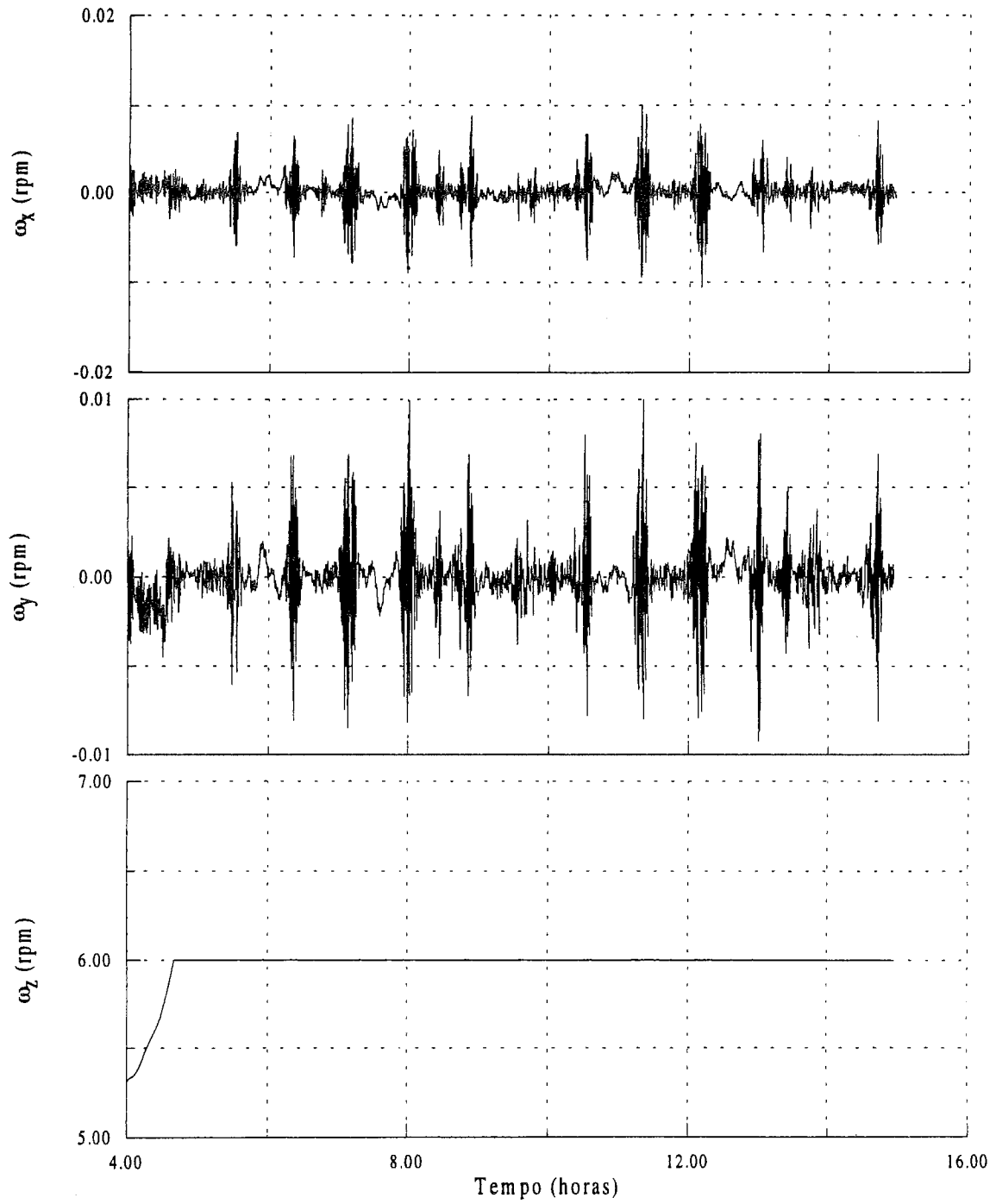


Fig. 6.11 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de rotina.

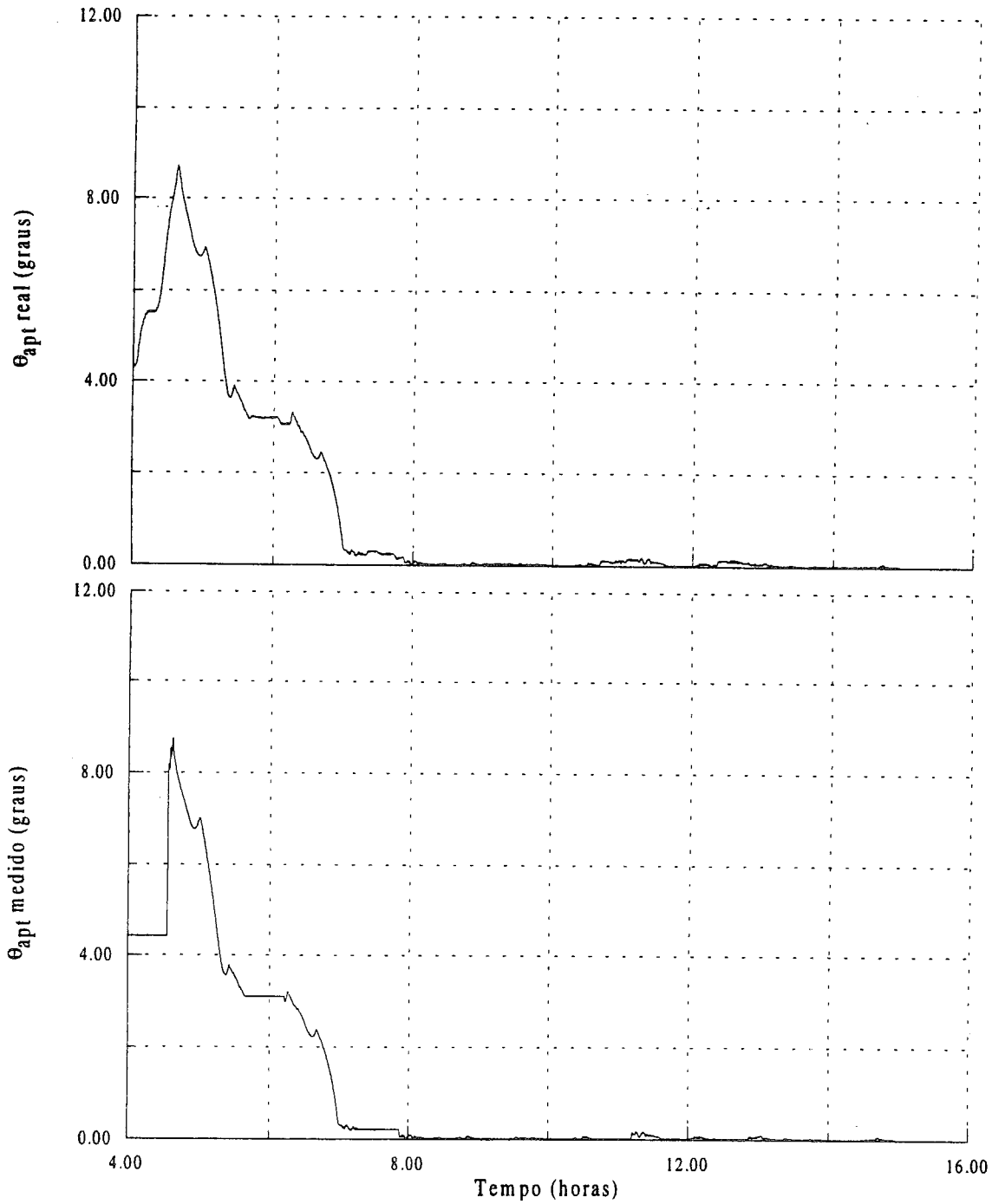


Fig. 6.12 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.

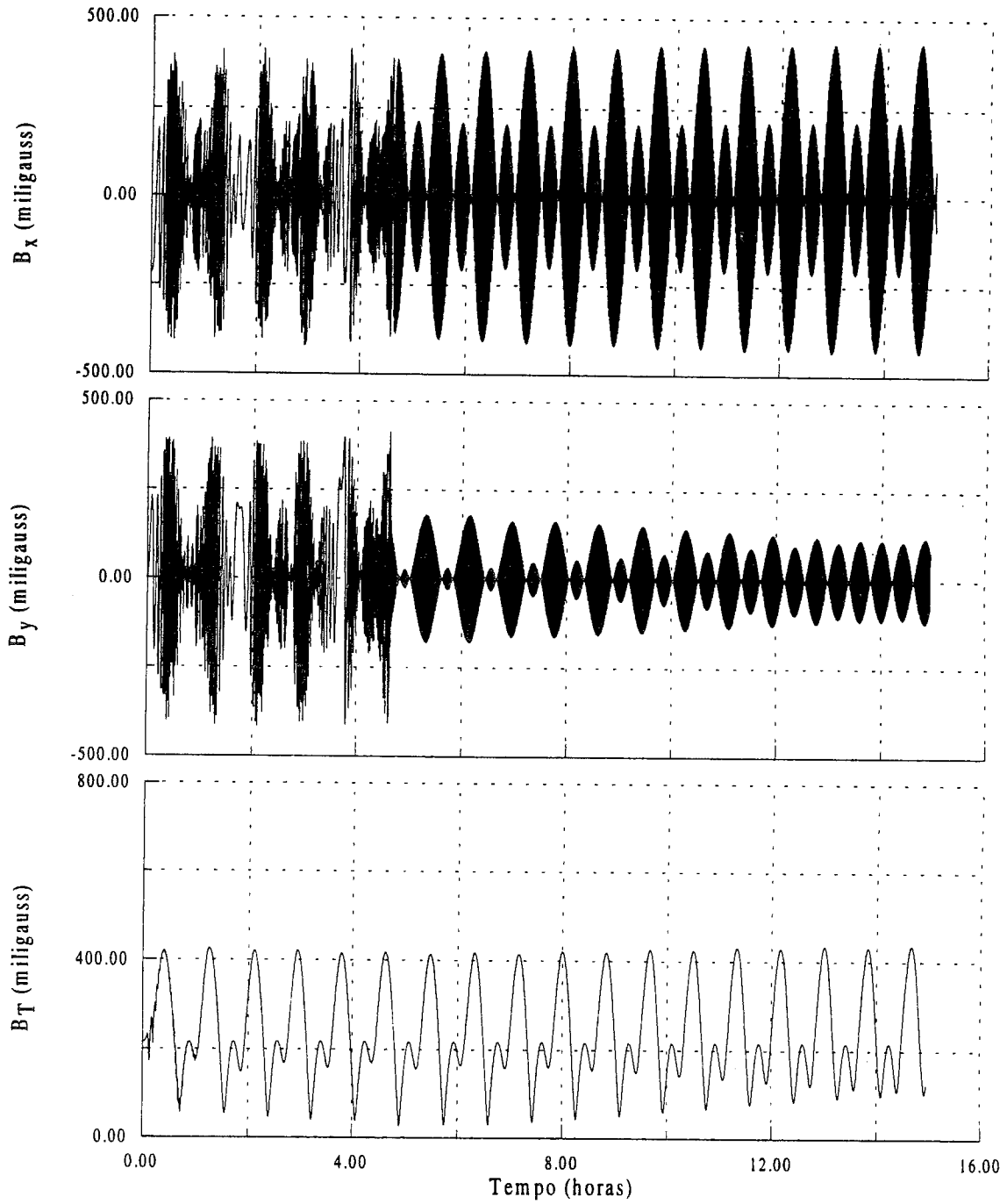


Fig. 6.13 - Componentes do campo magnético ao longo dos eixos do plano de rotação e componente transversa no referencial do satélite.

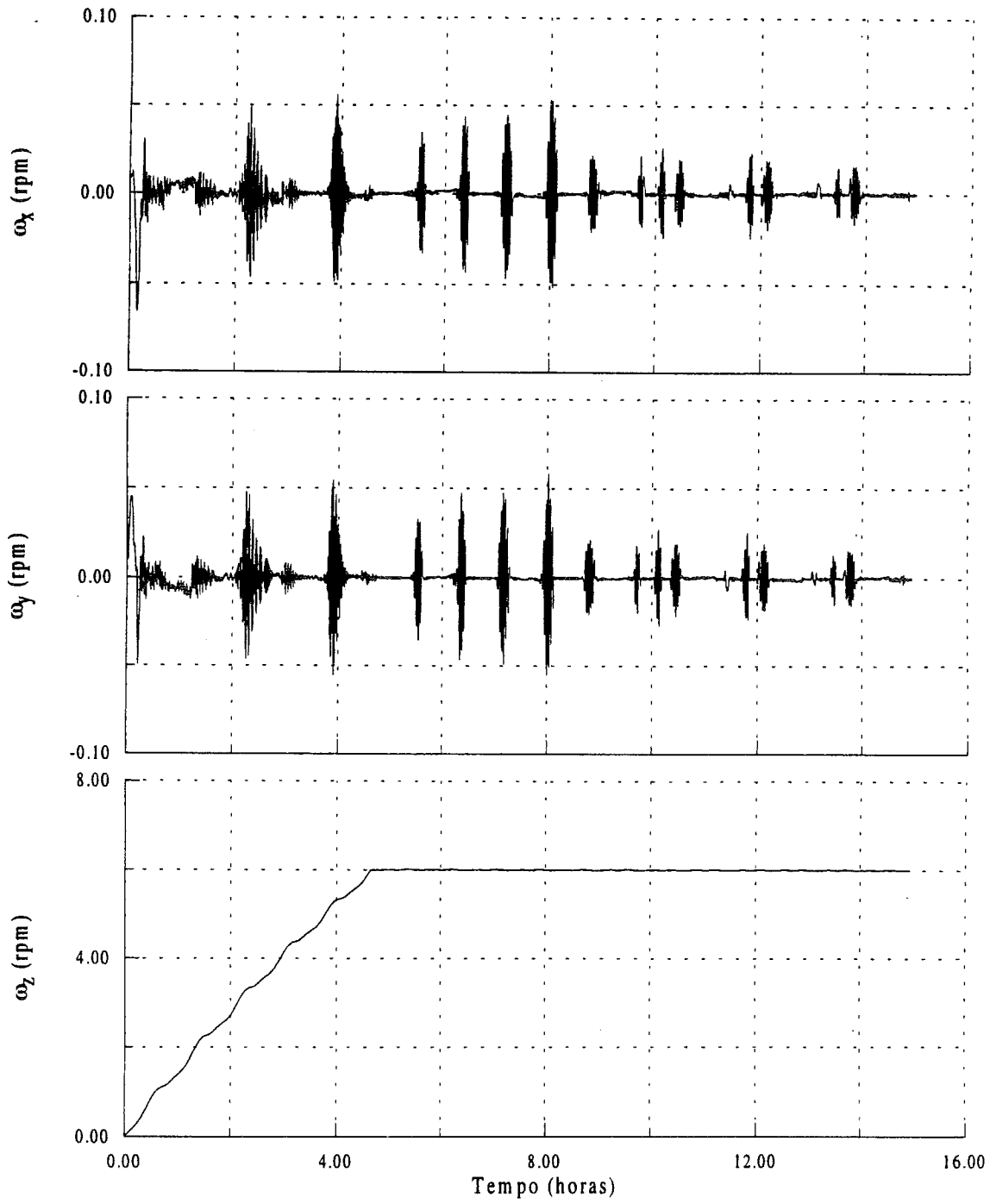


Fig. 6.14 - Componentes do vetor velocidade angular real.

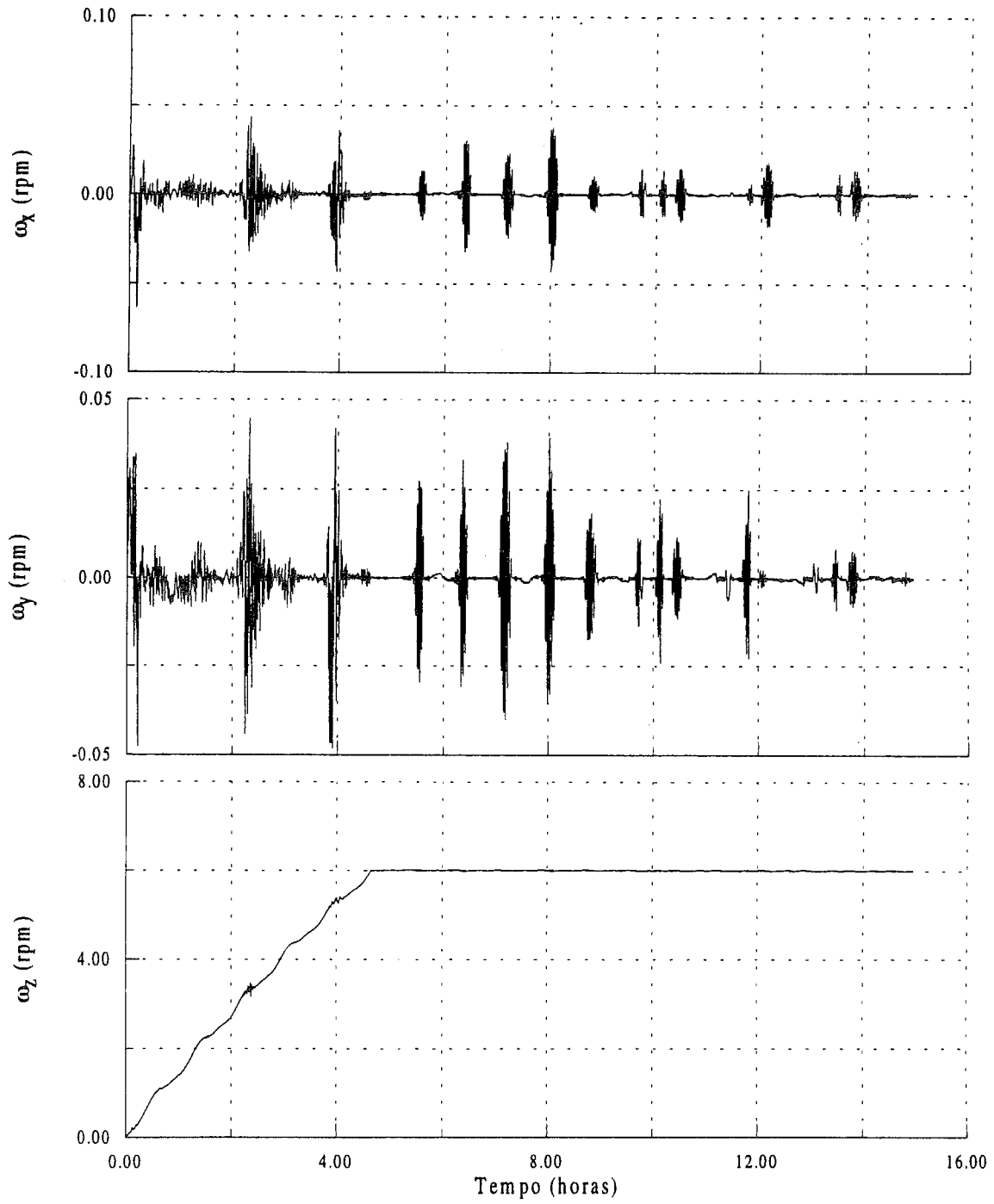


Fig. 6.15 - Componentes do vetor velocidade angular determinado.

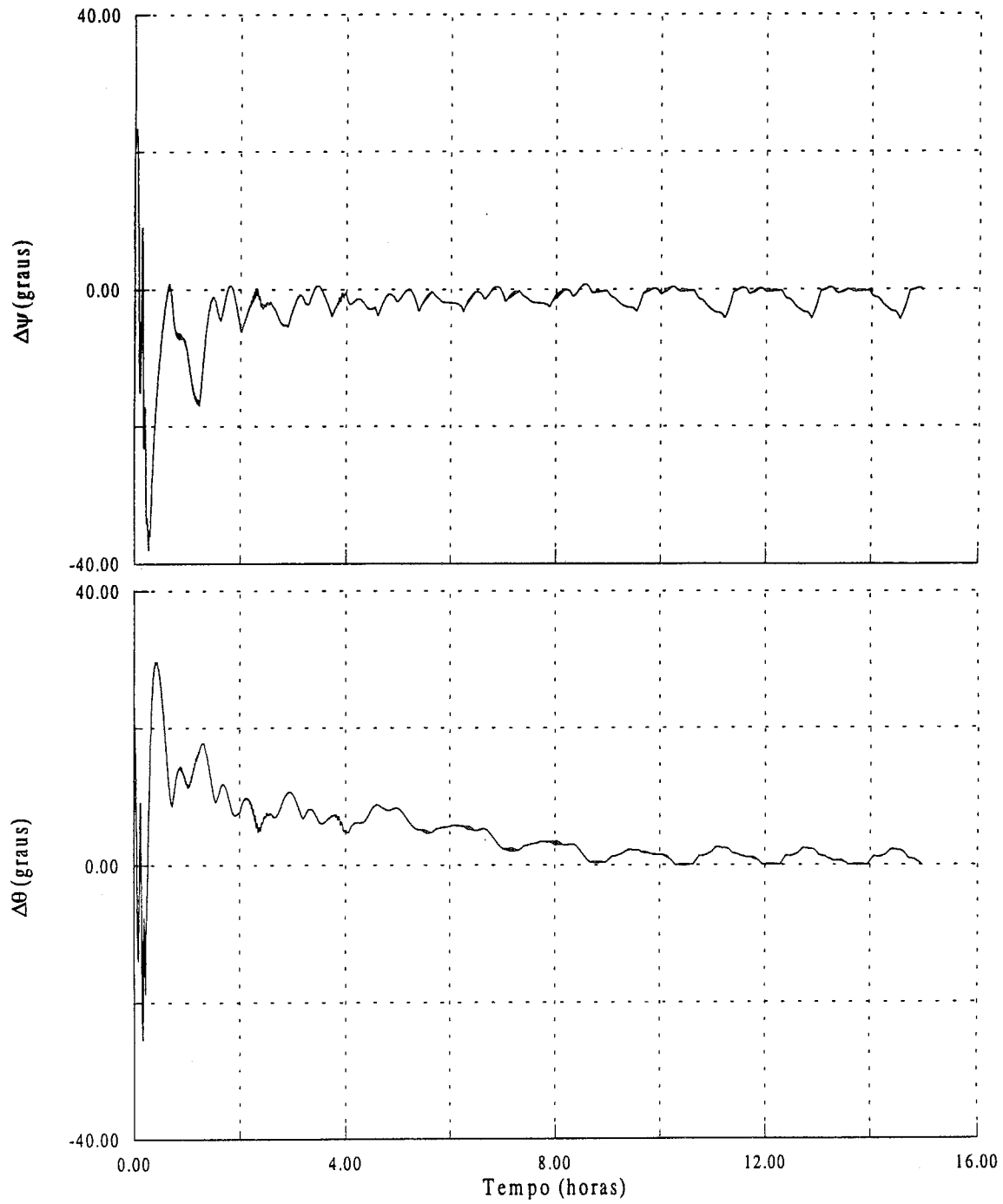


Fig. 6.16 - Delta dos ângulos de azimute e coelevação do satélite.

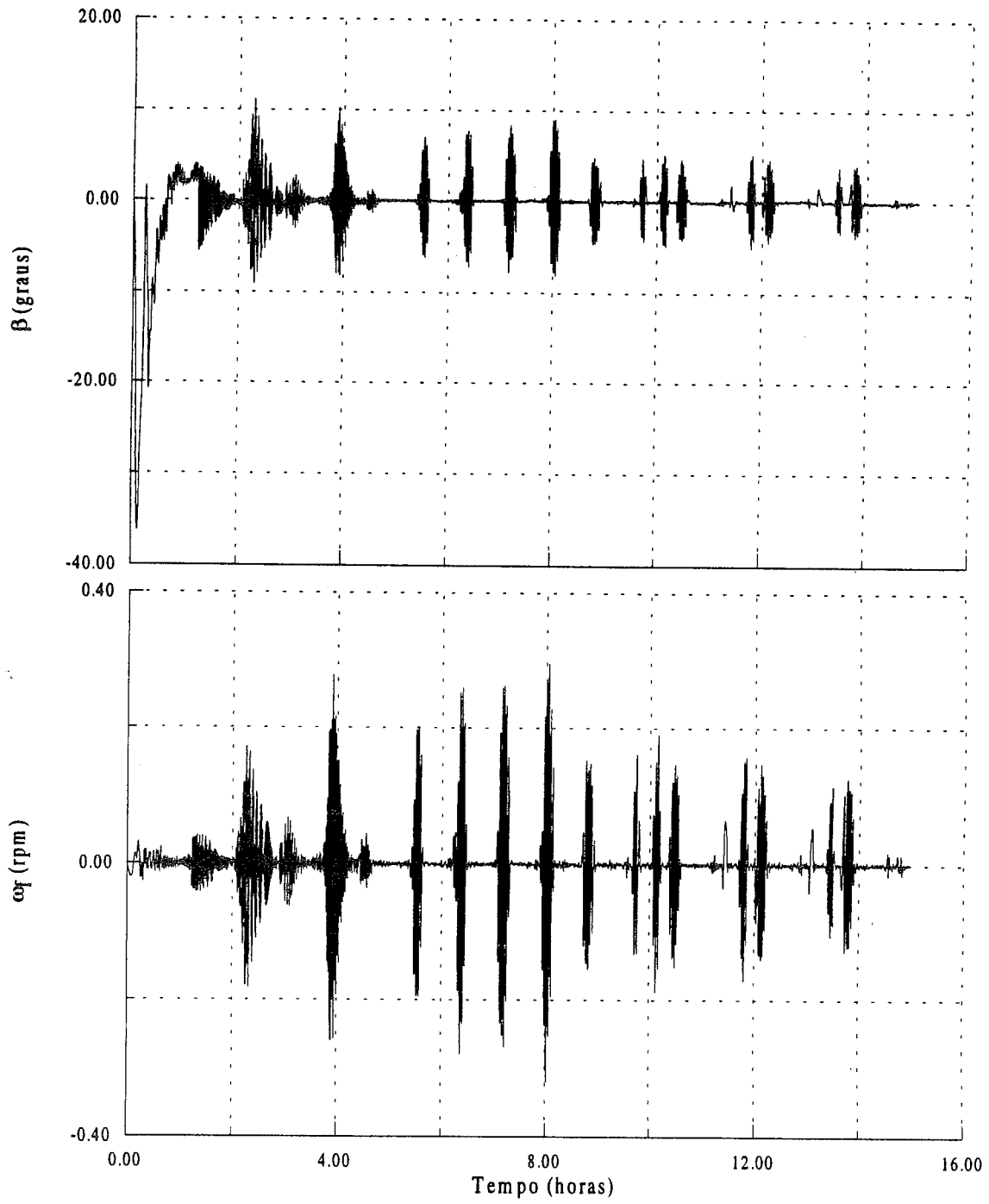


Fig. 6.17 - Posição e velocidade angular do fluido no interior do amortecedor de nutação.

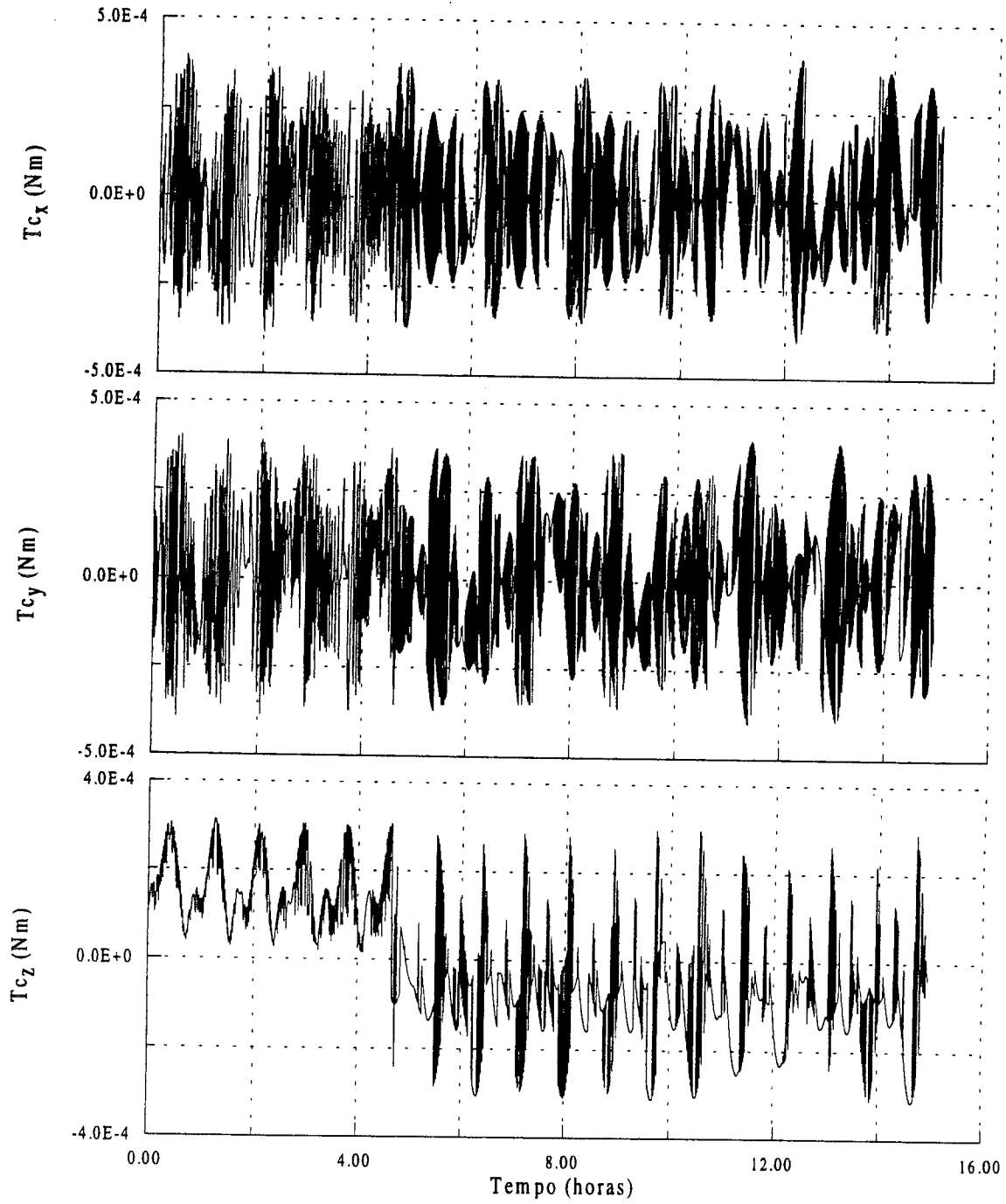


Fig. 6.18 - Componentes do vetor torque de controle.

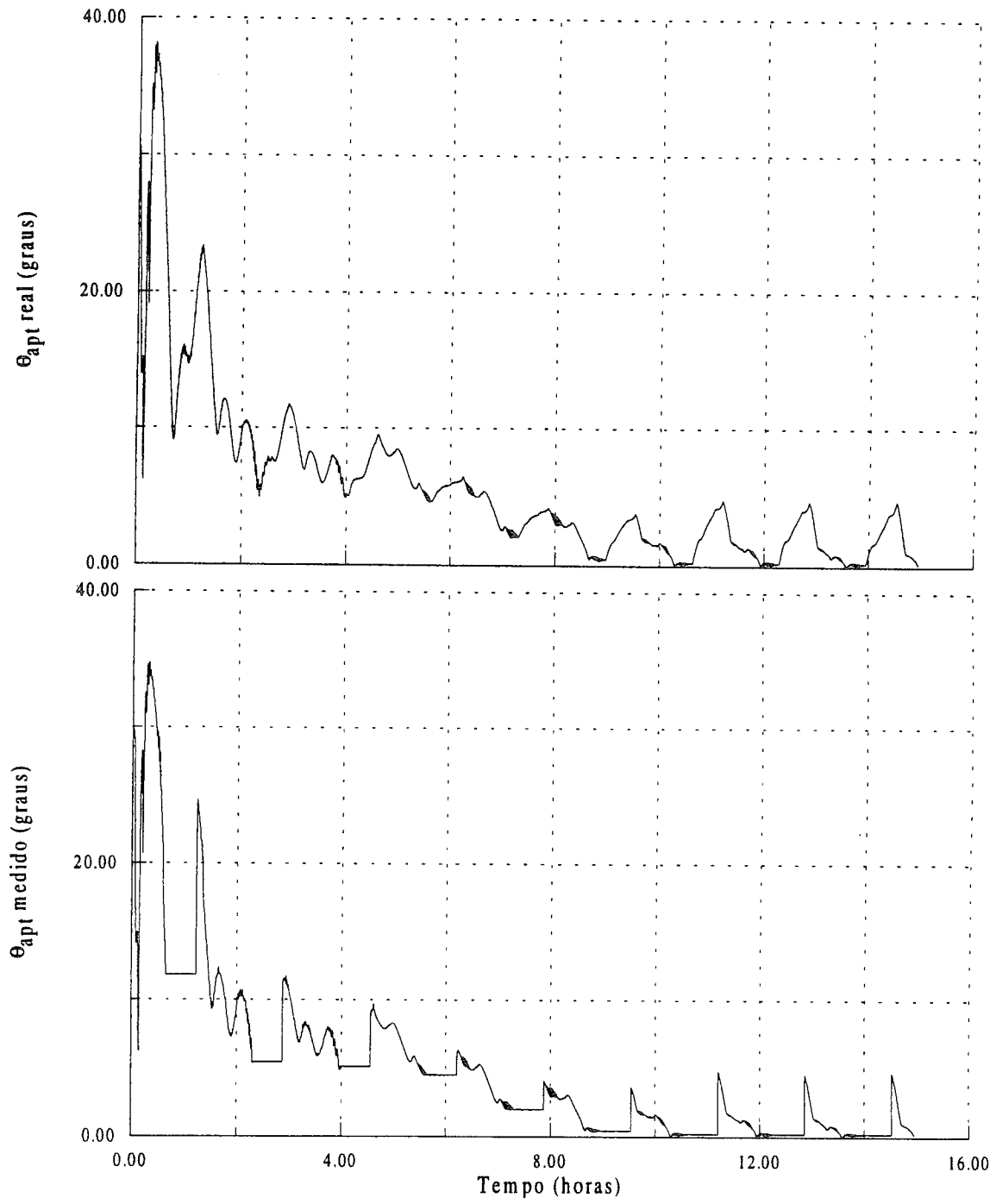


Fig. 6.19 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

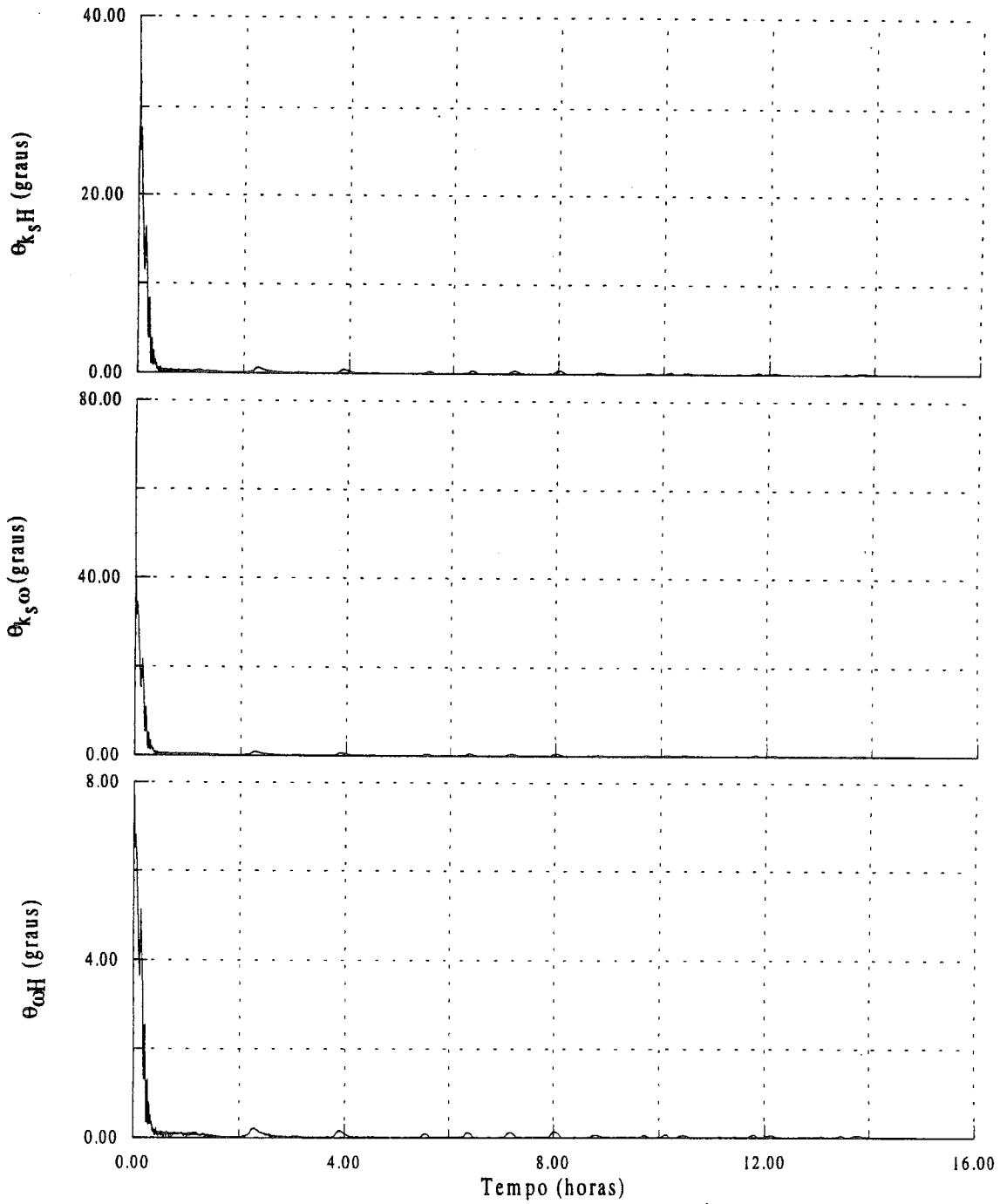


Fig. 6.20 - Ângulos entre os vetores: 1) eixo de rotação \vec{k}_s e momento angular \vec{H} (ângulo de nutação); 2) eixo de rotação \vec{k}_s e velocidade angular $\vec{\omega}$; e 3) velocidade angular $\vec{\omega}$ e momento angular \vec{H} .

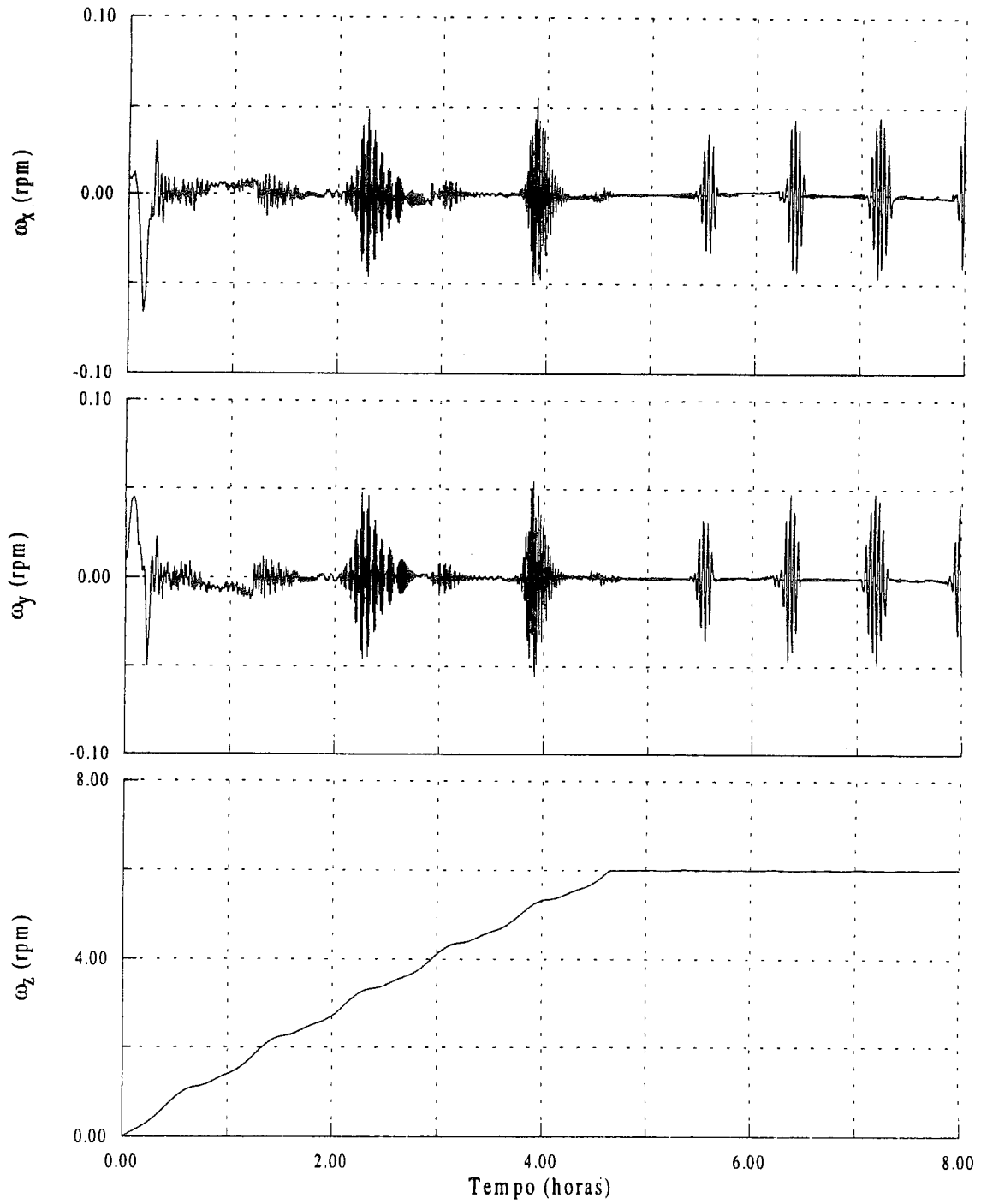


Fig. 6.21 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de aquisição.

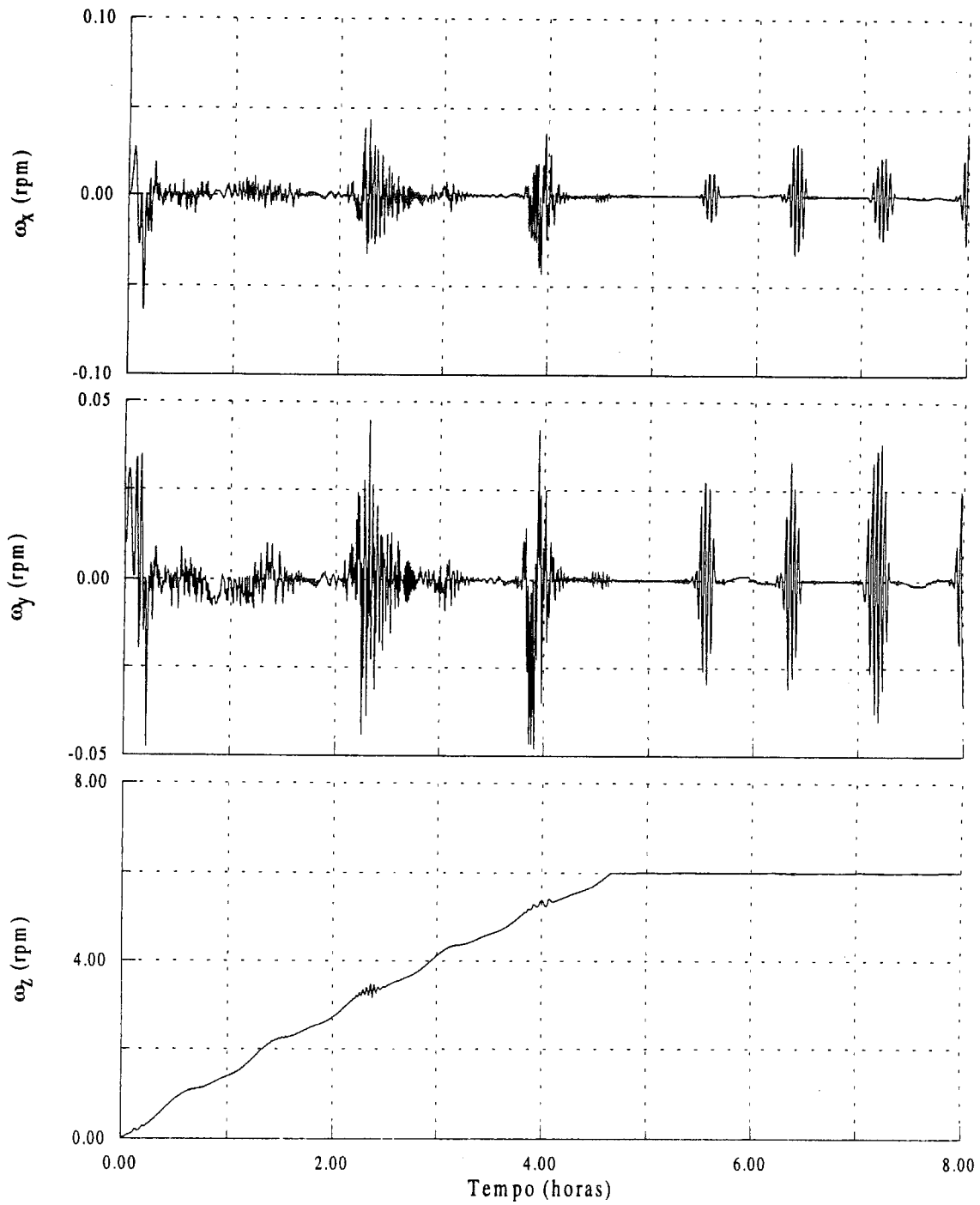


Fig. 6.22 - Componentes do vetor velocidade angular determinado - fase de aquisição.

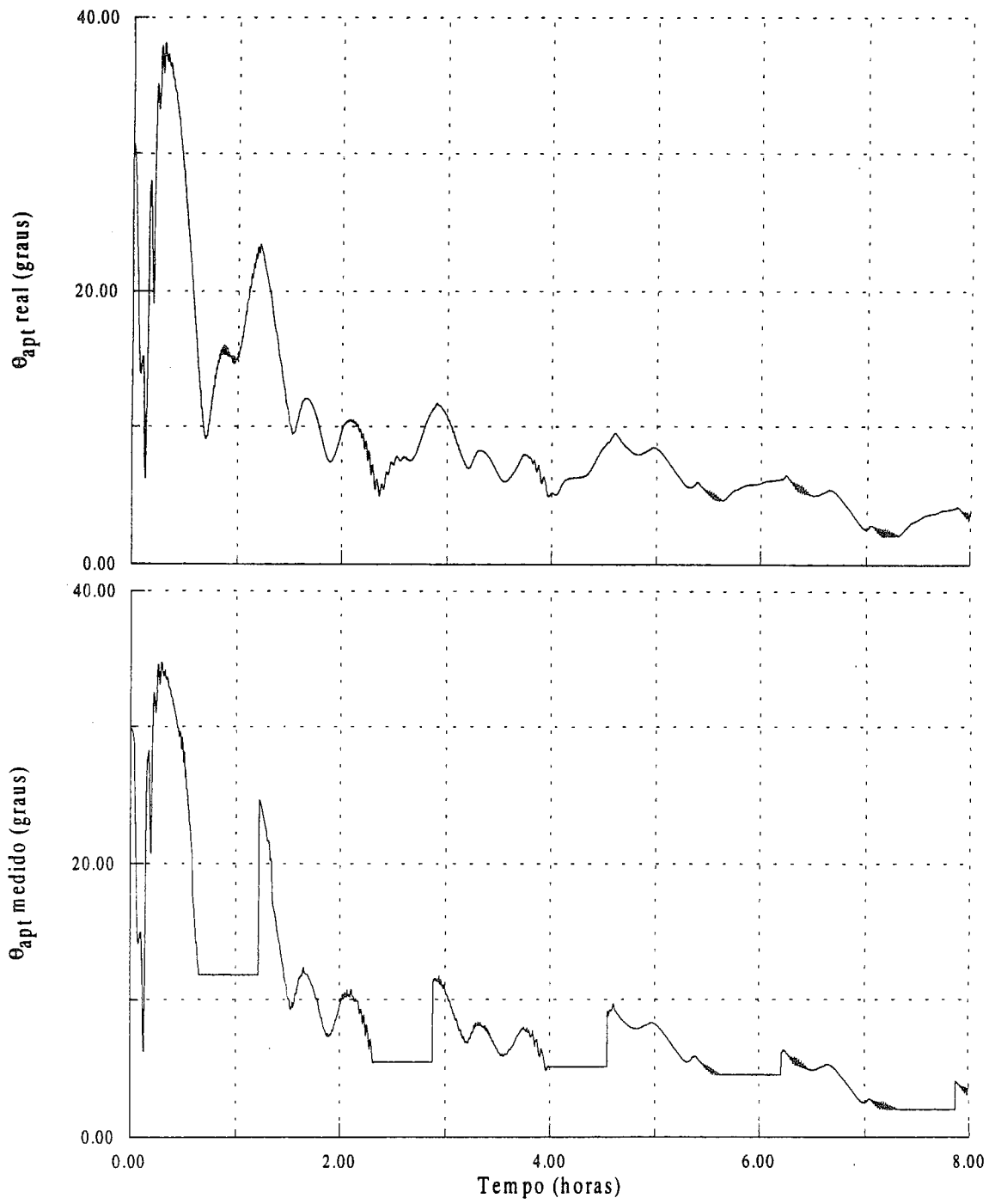


Fig. 6.23 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de aquisição.

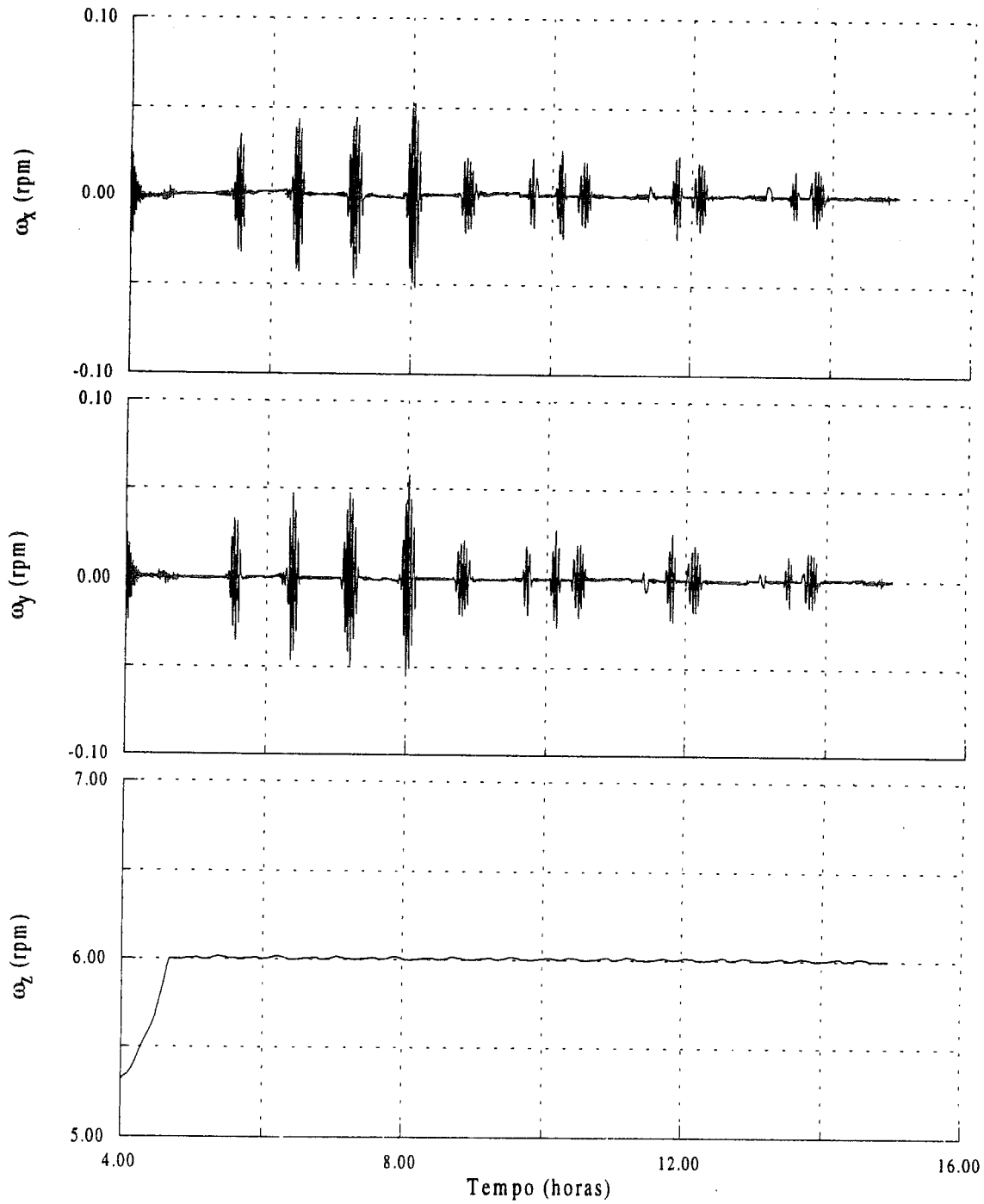


Fig. 6.24 - Componentes do vetor velocidade angular real - fase de rotina.

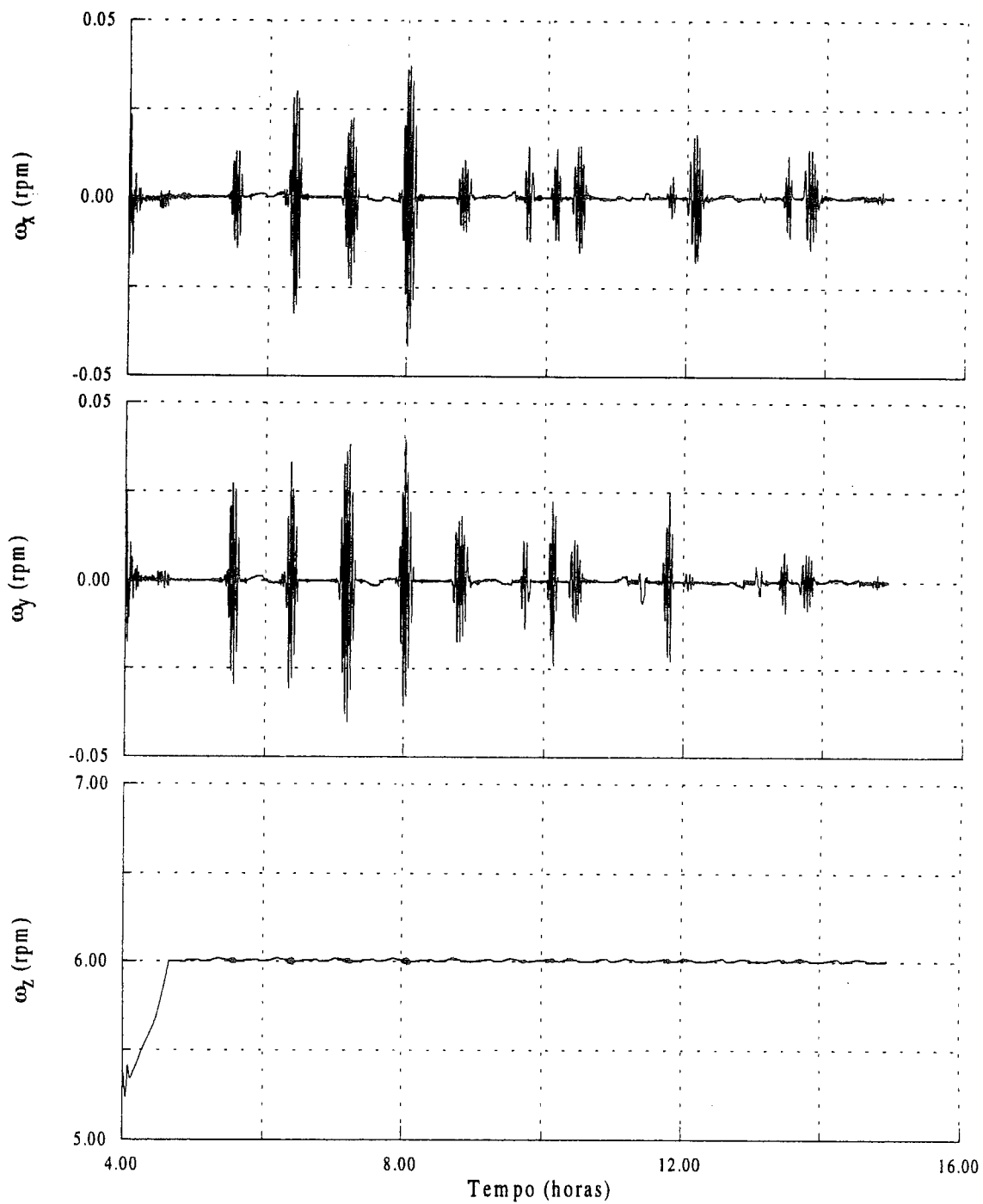


Fig. 6.25 - Componentes do vetor velocidade angular determinado - fase de rotina.

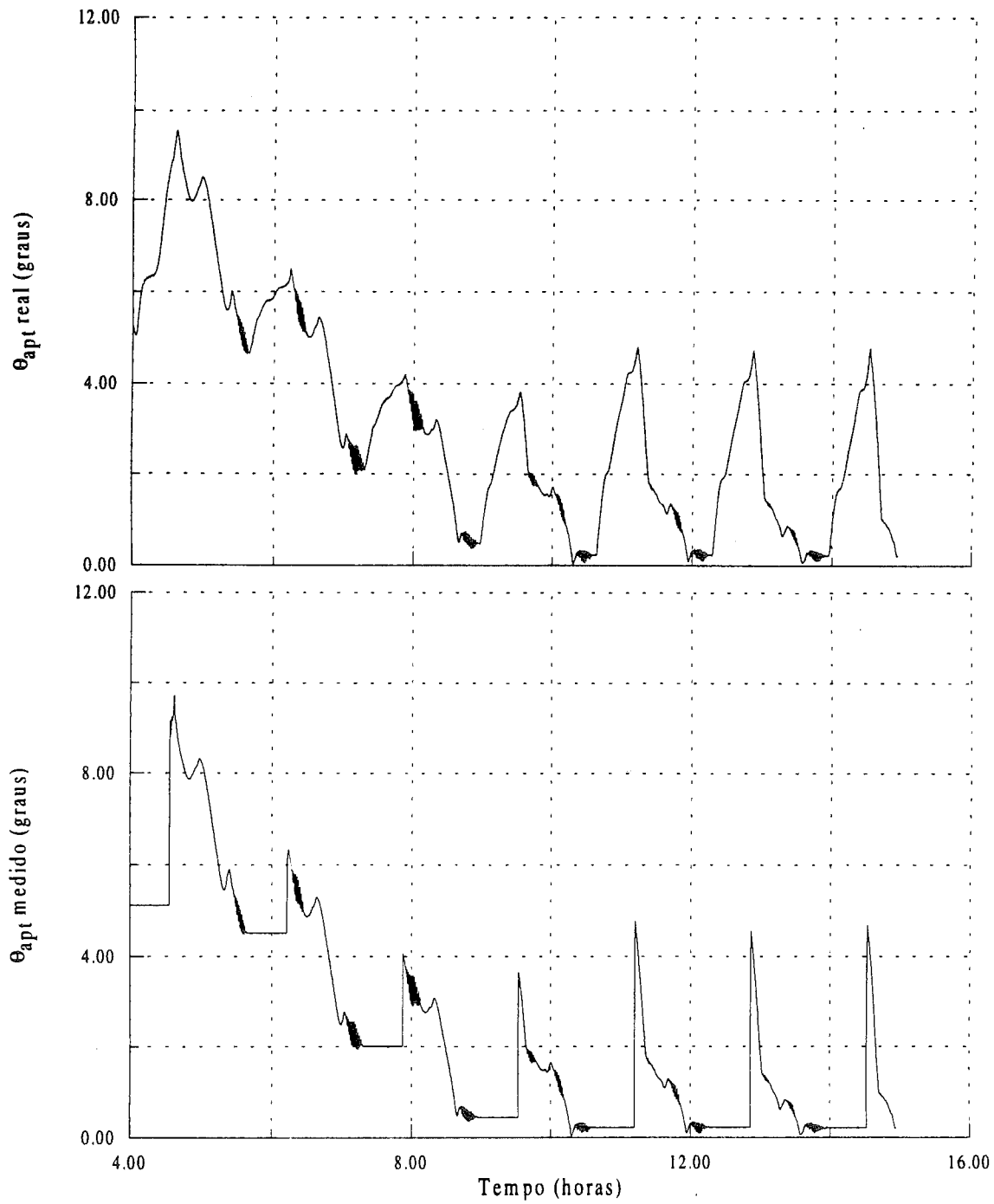


Fig. 6.26 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.

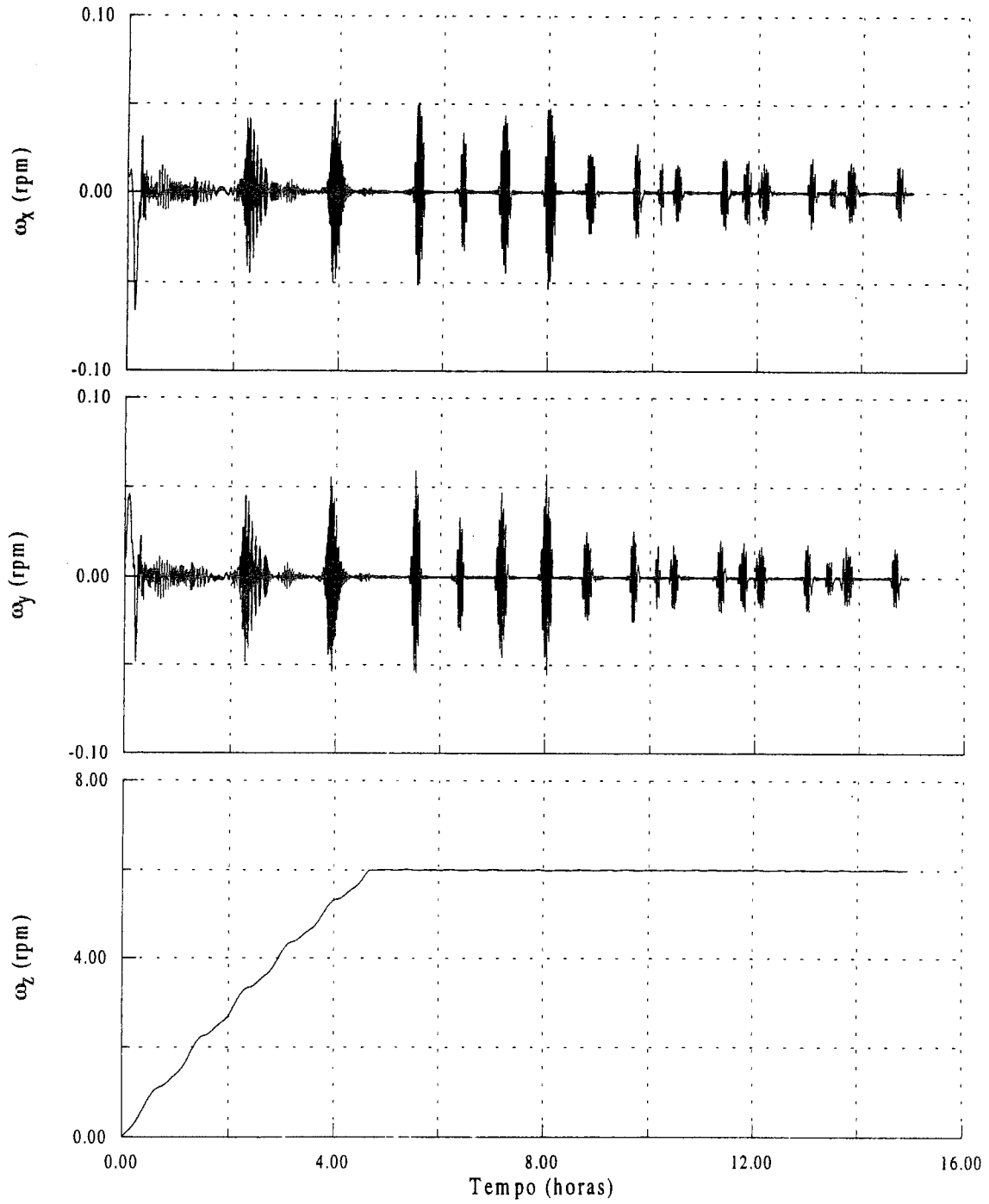


Fig. 6.27 - Componentes do vetor velocidade angular real.

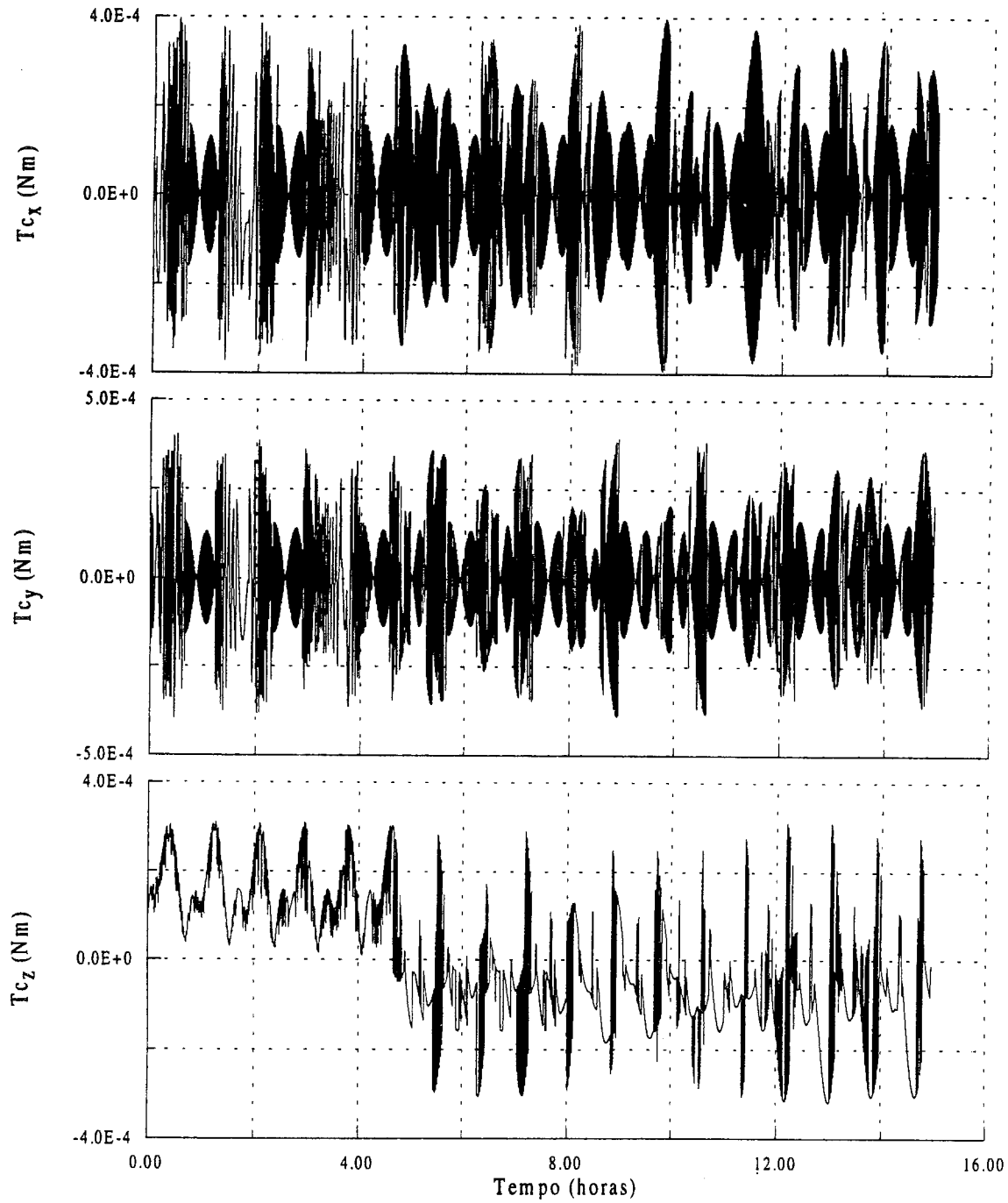


Fig. 6.28 - Componentes do vetor torque de controle.

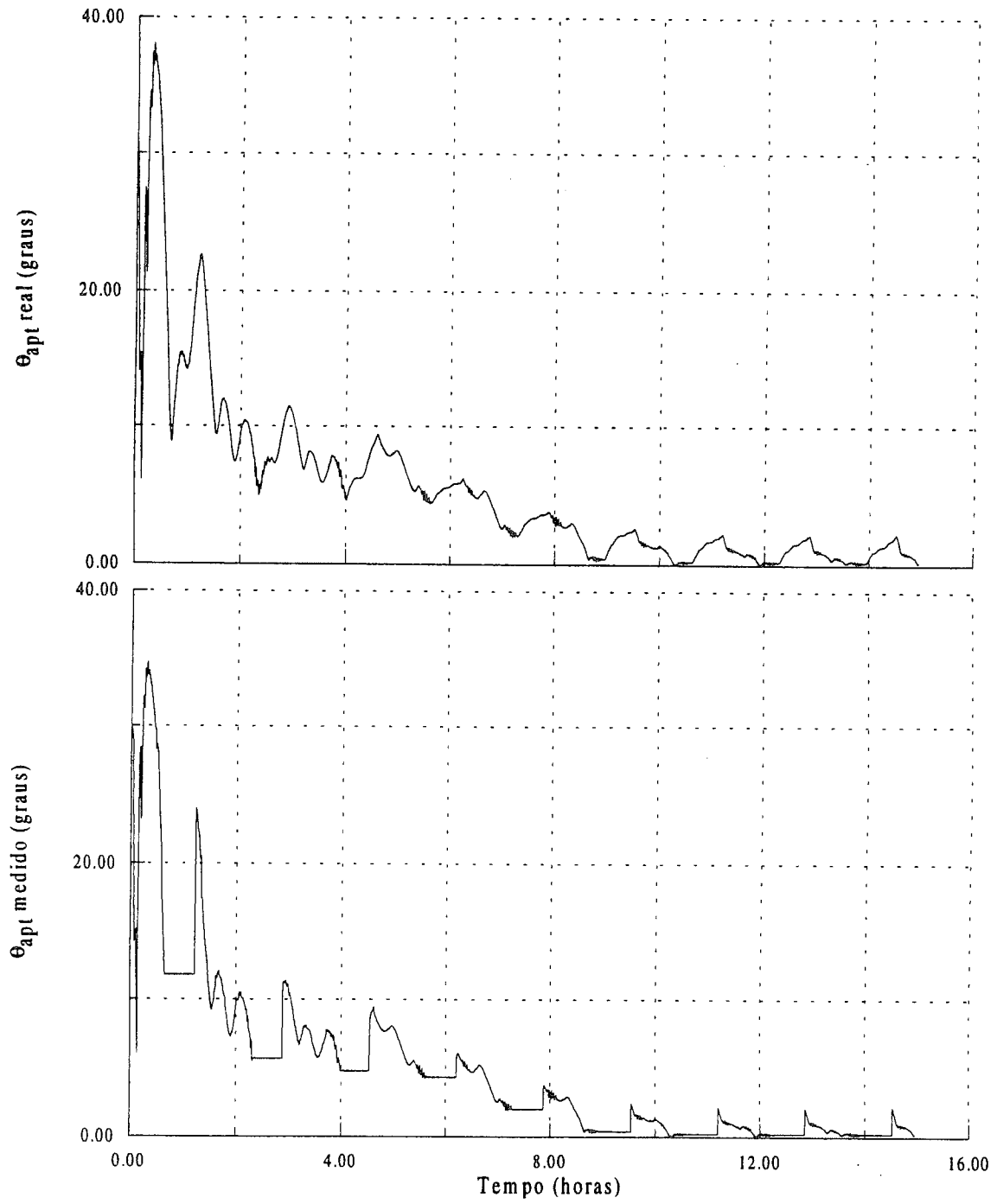


Fig. 6.29 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

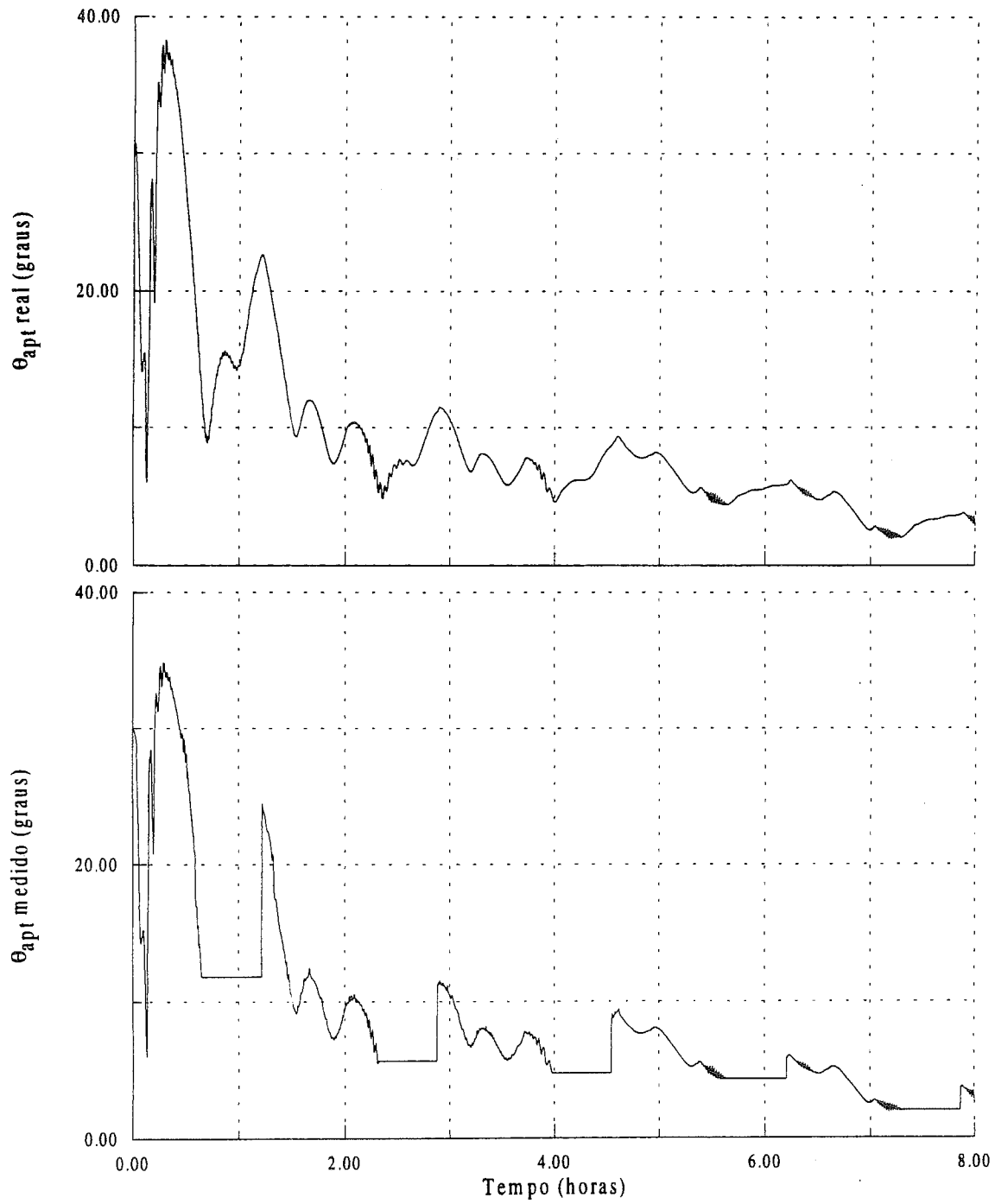


Fig. 6.30 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de aquisição.

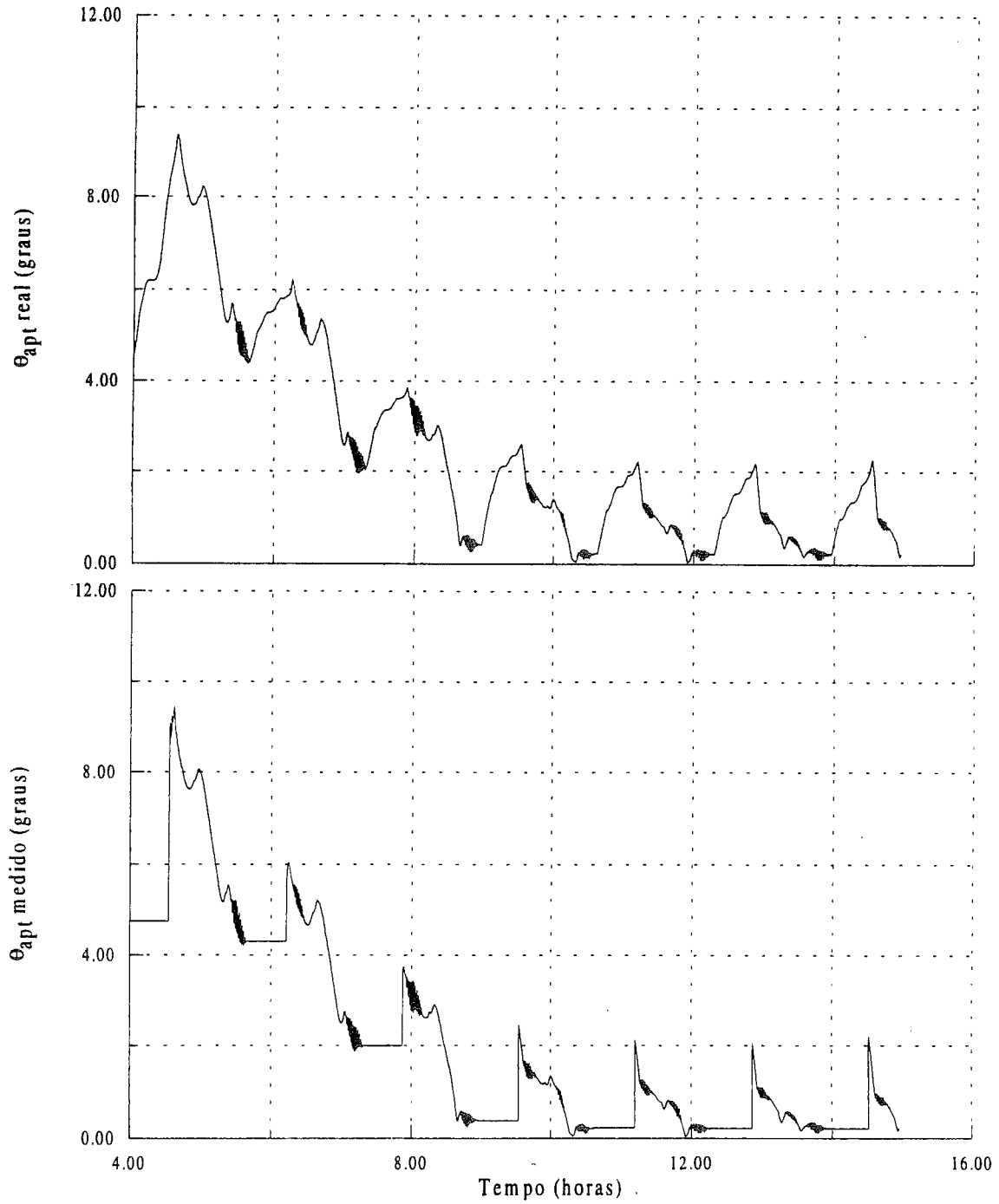


Fig. 6.31 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.

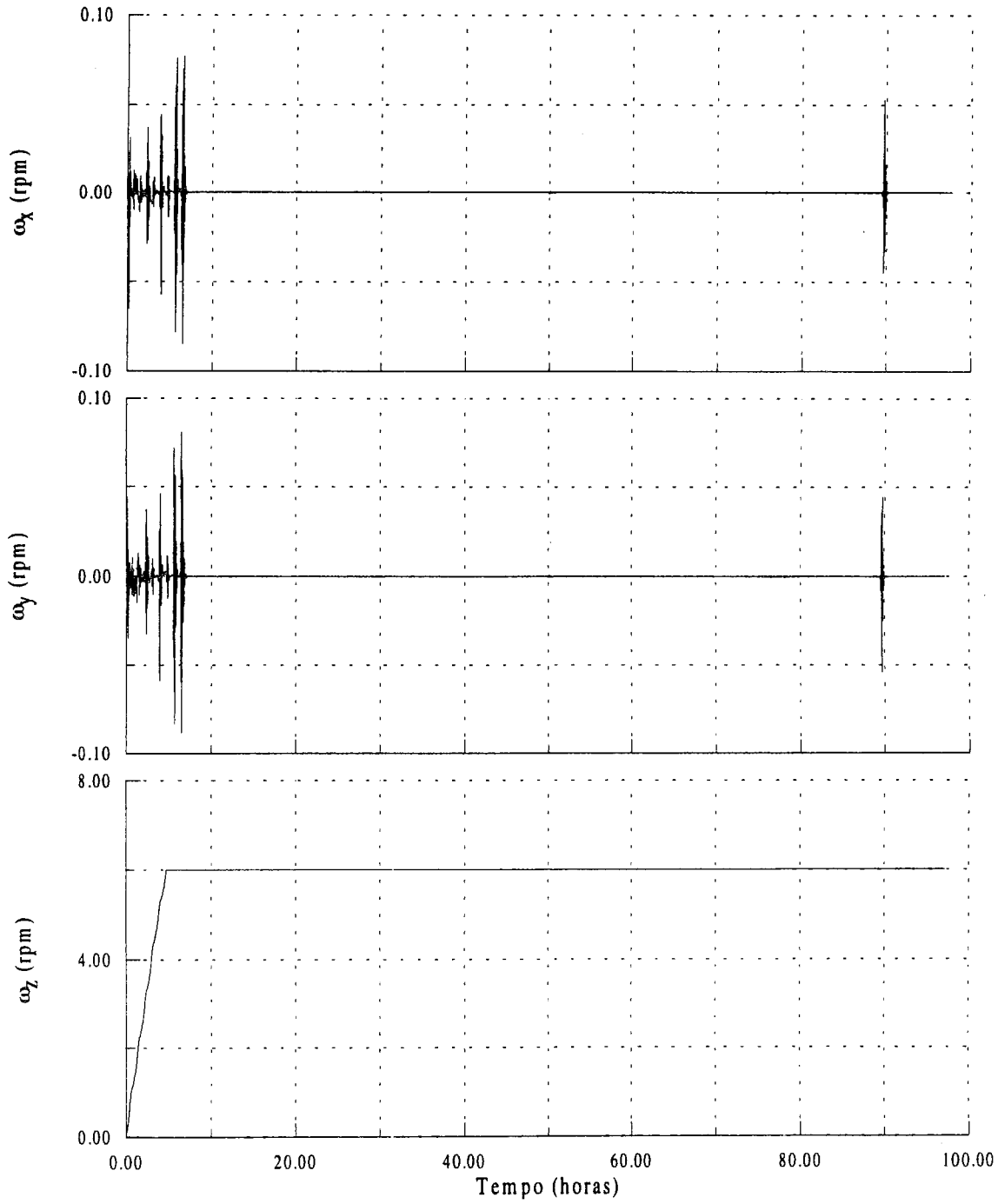


Fig. 6.32 - Componentes do vetor velocidade angular real.

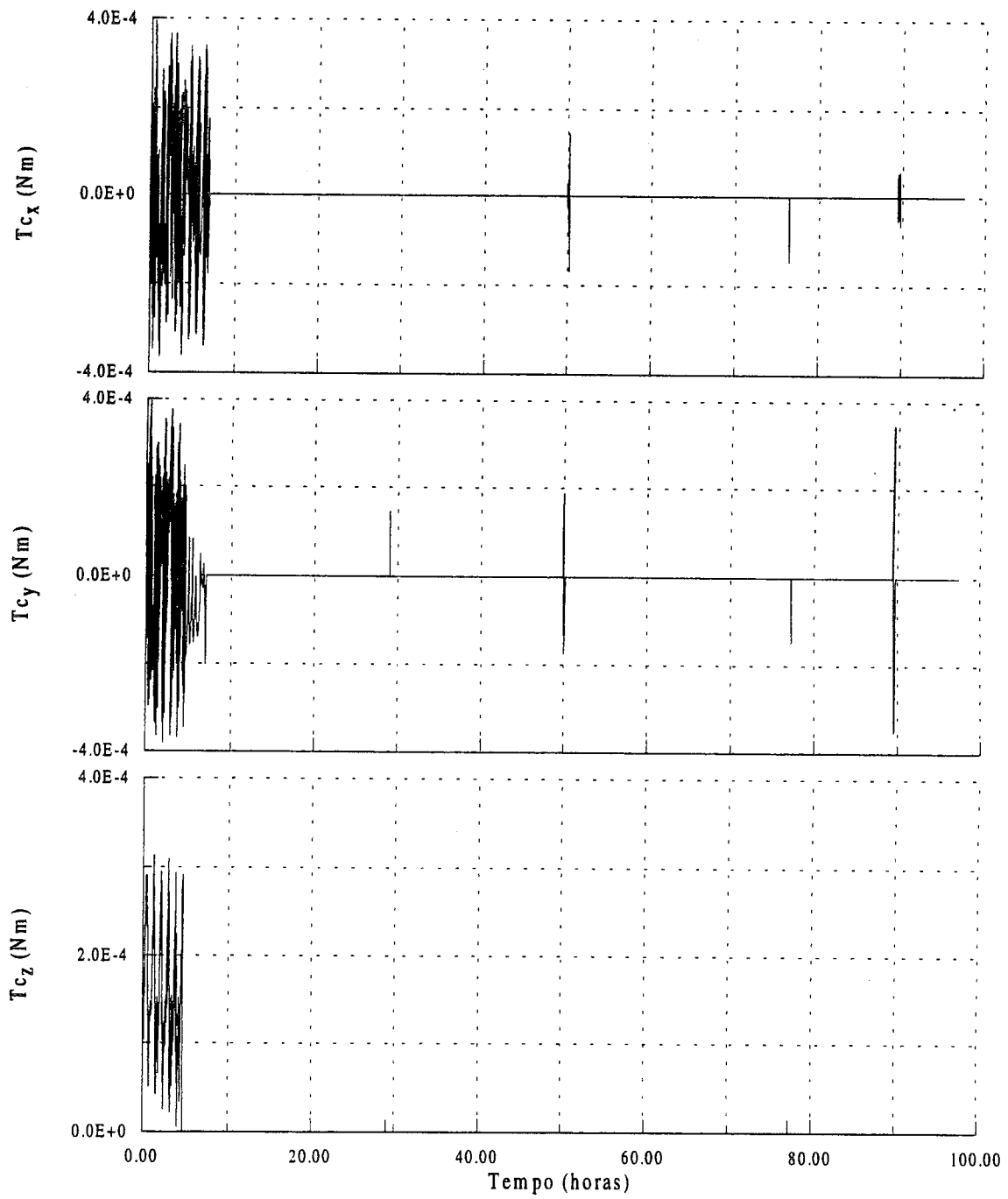


Fig. 6.33 - Componentes do vetor torque de controle.

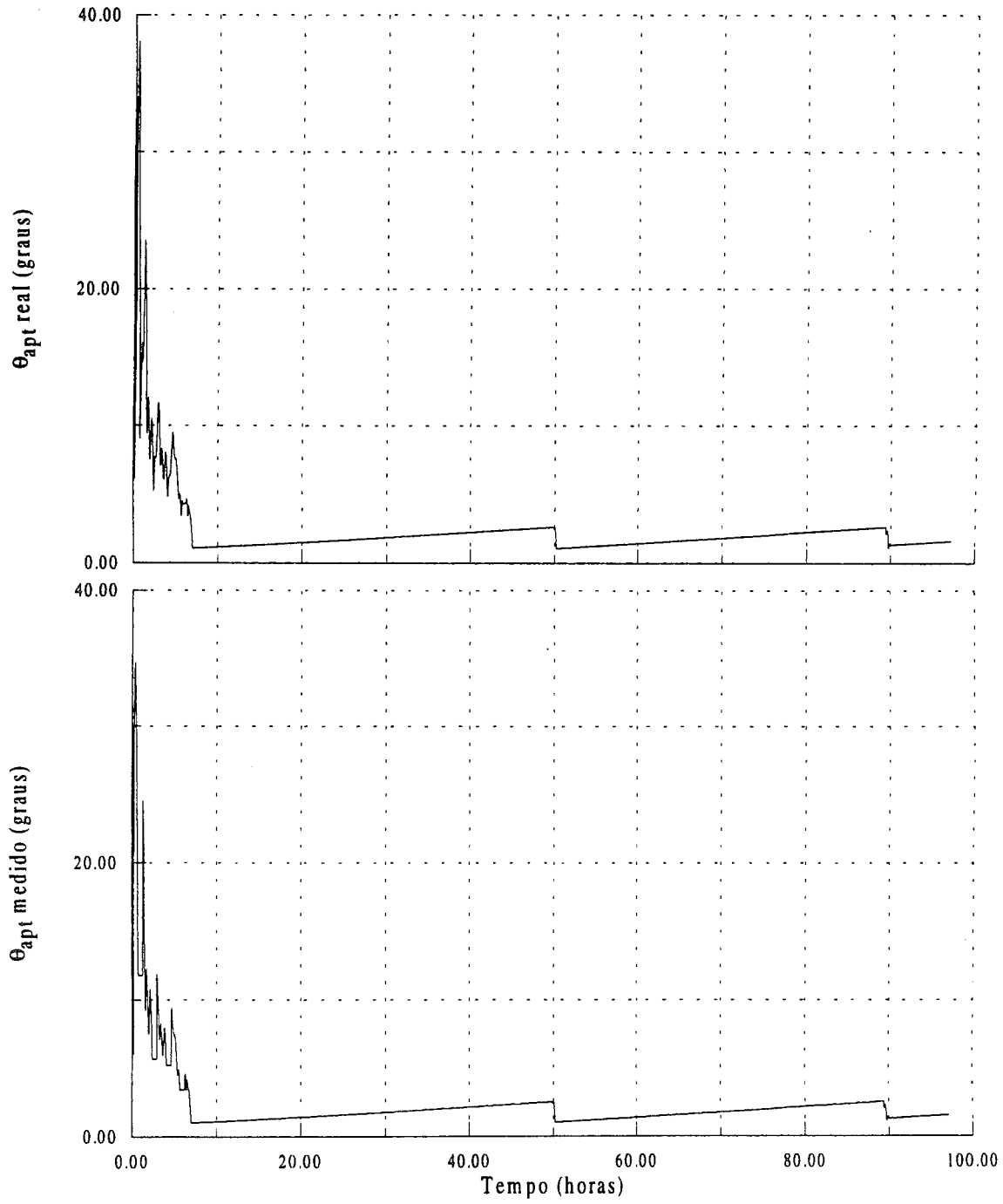


Fig. 6.34 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar.

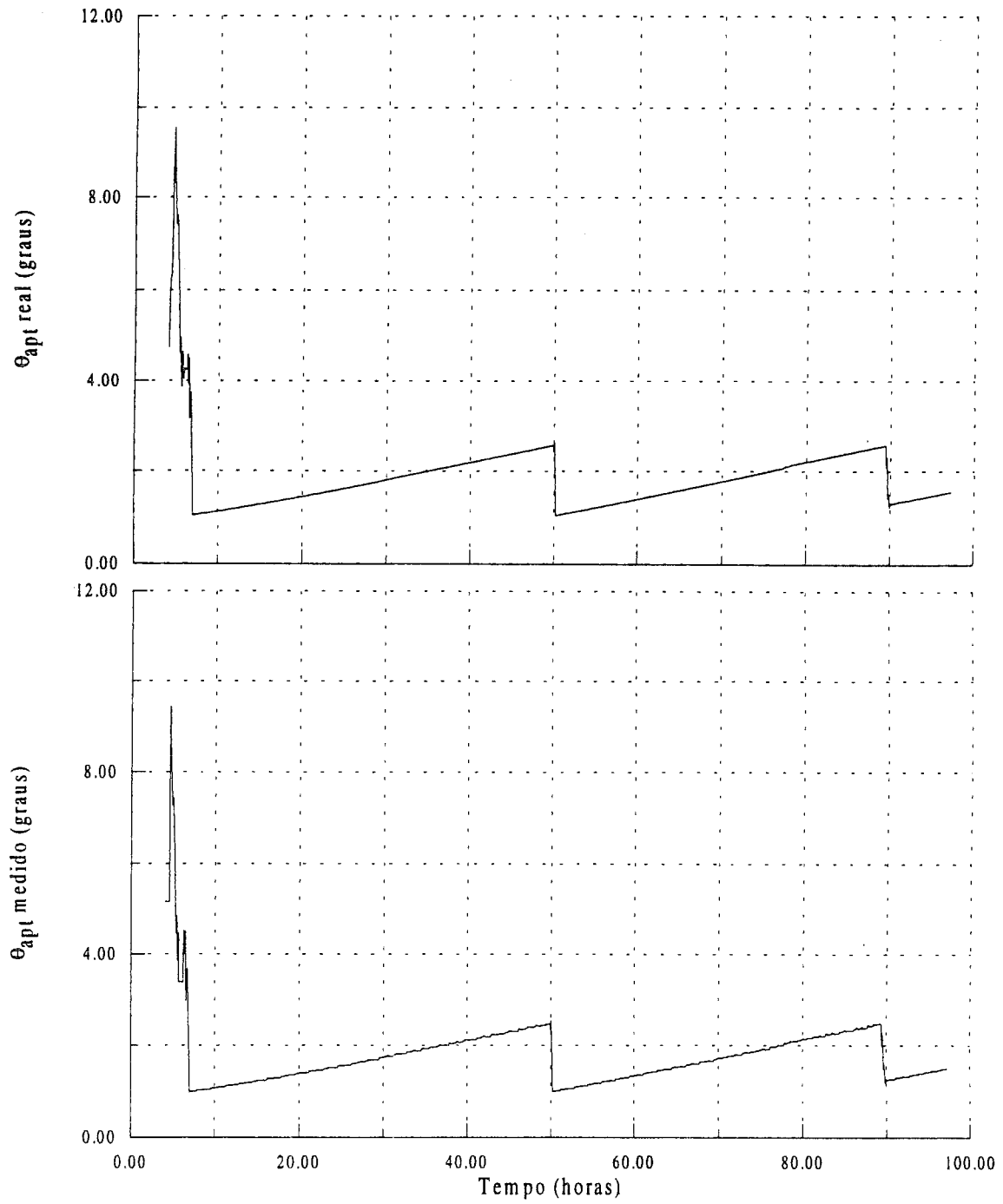


Fig. 6.35 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - fase de rotina.

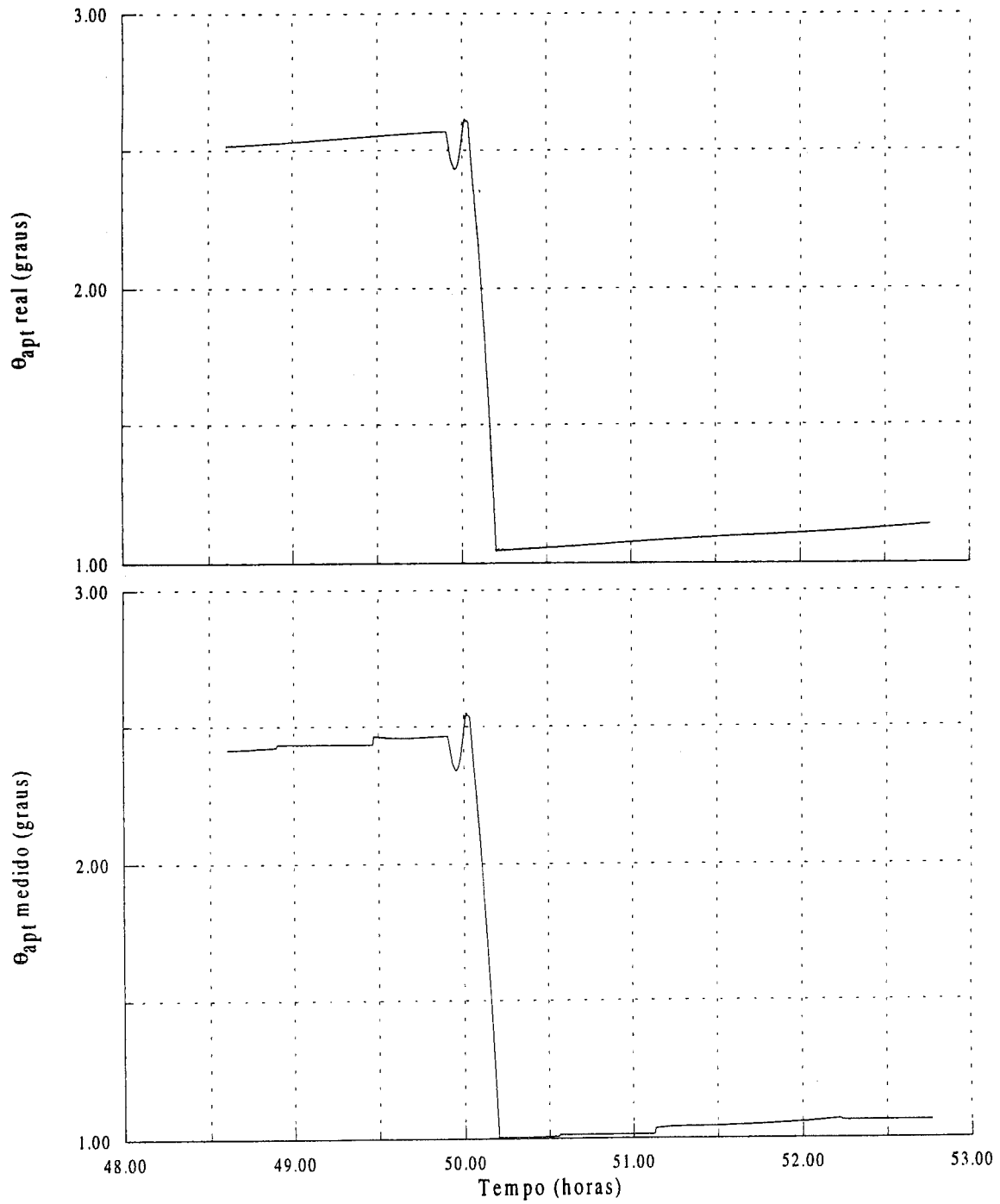


Fig. 6.36 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - primeira transição.

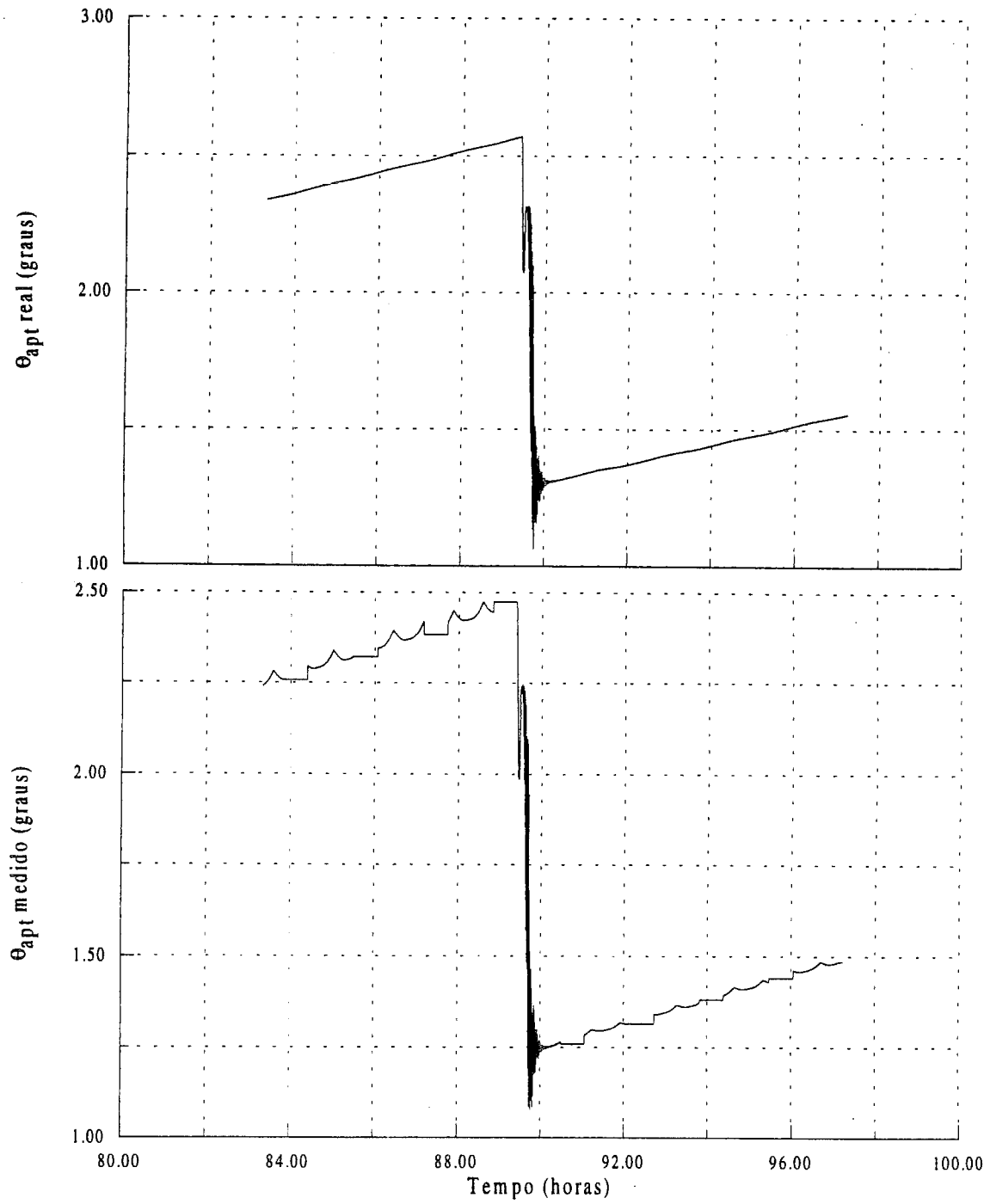


Fig. 6.37 - Ângulos de apontamento real e medido pelo sensor solar - segunda transição.

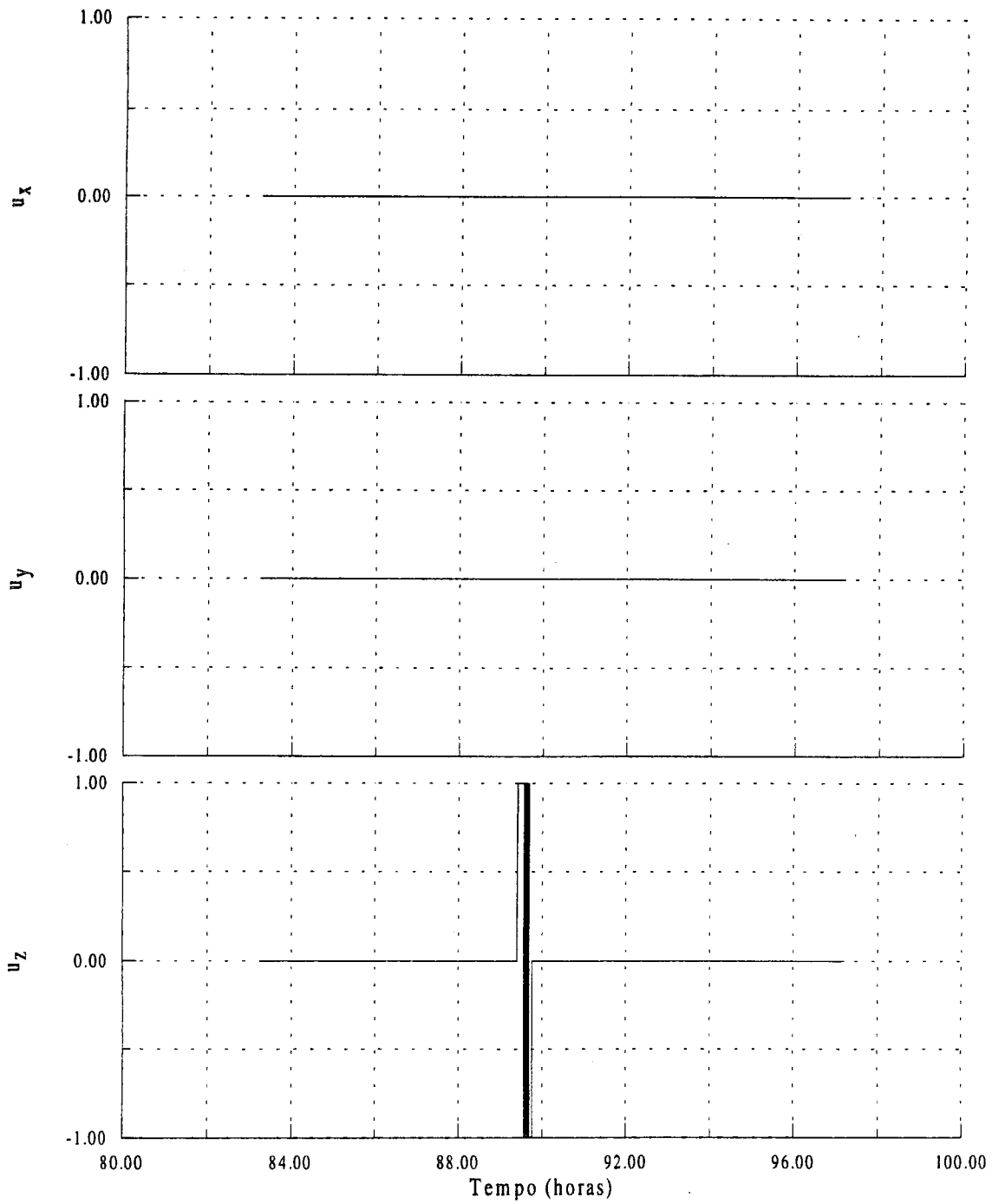


Fig. 6.38 - Sinais de controle para as bobinas magnéticas - segunda transição.

CAPÍTULO 7

CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Os objetivos gerais deste trabalho, apresentados no Capítulo 1, que constituíam em realizar o projeto e sobretudo a *simulação em tempo real* do SCA *autônomo* de satélites artificiais com *controle de atitude magnético*, tendo como aplicação, o mais recente projeto em desenvolvimento no INPE, o projeto SACI-1, foram alcançados, em especial:

O ambiente de desenvolvimento MATRIX_x (que inclui o projeto, a análise, e a simulação e implementação de sistemas de controle em tempo não real e em tempo real) usado no desenvolvimento da simulação do SCA do satélite SACI-1 mostrou-se viável e compatível com o desejado numa simulação em tempo real através da geração automática de código fonte em linguagem C a partir do modelamento do sistema na forma de diagrama de blocos.

A geração automática de código habilitou-nos a desenvolver e manter o sistema a nível de diagrama de blocos, ao invés de linhas de código encripticas de programação. Através da biblioteca de blocos existente no ambiente pudemos representar os modelos do sistema com uma grande flexibilidade. Modelamento em hierarquia de blocos nos ajudou a administrar a complexidade do projeto, possibilitando mudanças rápidas ao longo do ciclo de desenvolvimento.

O código gerado para os modelos do SCA autônomo do satélite SACI-1 foi executado em um computador hospedeiro (dentre eles: estação de trabalho HP/730-UNIX, estação Alfa AXP 3100-OpenVMS, PCs-DOS/WINDOWS) na forma de uma simulação *stand-alone* acelerando a simulação do sistema de controle e/ou a verificação do código antes de testar com o *hardware* de destino. Este código foi posteriormente dividido em duas partes (controlador e simulador) e migrado por Barbosa (1997) para um ambiente de 2 PCs e neste simulado com êxito.

Desta forma a validação dos algoritmos de controle foi feita, possibilitando, assim a corrente transferência por nós do código validado para a plataforma de destino (por exemplo: o Transputer T805 em linguagem de programação OCCAM II, o computador de bordo do SACI-1), o que será documentado em breve nos nossos relatórios para o projeto SACI-1.

Foi mostrada, ainda, duas arquiteturas para realização dos testes do *software* de vôo (as quais tem como objetivo a validação deste): 1) arquitetura para os testes com o processador na malha e 2) arquitetura para os testes com o *hardware* na malha (ou seja, sensores e atuadores reais integrados com o processador de vôo rodando o *software* de vôo). As vantagens e limitações destas duas arquiteturas foram também apresentadas.

Os modelos do sistema foram desenvolvidos em diagramas do blocos de uma forma genérica servindo tanto para a missão SACI-1 como para outras missões.

Em particular, desenvolvemos modelos para as equações dinâmicas utilizando as equações de Euler e, adicionalmente a estas, incorporamos as equações referentes ao amortecedor de nutação. As equações cinemáticas do satélite foram simuladas utilizando duas parametrizações (ângulos de Euler e parâmetros simétricos de Euler-quaternions).

Os modos de operação referente ao SCA do satélite SACI-1 foram alcançados satisfazendo desta forma os requisitos da missão.

Um lei de controle para a estabilização da atitude utilizando o campo magnético desenvolvida para governar a bordo o momento de dipolo das bobinas magnéticas, conforme proposta em Shigehara (1972), foi simulada e esta mostrou-se satisfatória quando aplicadas aos requisitos da missão do satélite SACI-1.

Esta lei, desenvolvida através de uma função de comutação, mostrou-se adequada tanto para a fase de aquisição da atitude quanto para a fase de rotina.

Adicionalmente, foi incorporado um algoritmo cinemático de determinação das velocidades a bordo e a partir das medidas do magnetômetro. O modelo referente ao sensor solar analógico de dois eixo foi incorporado considerando o sensor solar do SACI-1.

As simulações para um modelo com as características do SACI-1 mostraram a exequibilidade das leis de controle. Estas foram testadas para várias condições, como por exemplo: 1) mantendo tanto o controle da direção do eixo de rotação como o controle do módulo da velocidade habilitados simultaneamente para as fases de aquisição e de rotina e assumindo disponíveis as velocidades angulares reais do satélite; 2) aplicando a condição anterior porém utilizando o algoritmo de determinação das velocidades angulares; 3) desabilitando o controle de direção do eixo de rotação nas regiões de sombra; 4) desabilitando os controles de direção e módulo da velocidade quando estes atingem suas condições de rotina, e ativando-os novamente ao se afastarem destas.

Como sugestões para trabalhos futuros, temos:

A inclusão de novos modelos ao sistema (tornando-o genérico em relação aos modelos do SCA/Ambiente) para outras missões. Visto que estes modelos foram realizados com uma modularidade em diagrama de blocos basta construir um novo modelo e incluir na base de dados do sistema. Como exemplo de novos modelos temos:

1. *Na dinâmica do satélite*: modelos referentes a painéis ou antenas desdobráveis ou flexíveis, etc.
2. *Nos sensores*: modelos referentes a um sensor de estrela, sensor de horizonte, etc.
3. *Nos atuadores*: modelos referentes a uma roda de reação, jato de gás, etc.

4. *Nos controladores*: técnicas de controle nebuloso, PID, LQG/LTR, etc.; algoritmos por mínimos quadrados, ou filtro de Kalman para a determinação das velocidades angulares, etc.
5. *No ambiente*: modelos referentes aos torques e forças de arrasto atmosférico, pressão de radiação, gradiente de gravidade, magnético, etc.

Outra sugestão é a realização dos testes com o processador na malha (com os sensores e atuadores emulados e o código de voo rodando no processador de voo) e posteriormente dos testes com o *hardware* na malha (ou seja, sensores e atuadores reais integrados com o processador de voo rodando o *software* de voo) conforme arquiteturas apresentadas no Capítulo 5.

Referências Bibliográficas

- Barbosa, D. S. *Implementação digital em tempo real do controle autônomo da atitude de satélites estabilizados por rotação via bobinas magnéticas*. (Dissertação de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle-ETE/CMC) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. São José dos Campos, INPE, 1997. Em andamento.
- Barker, H. A.; Chen, M.; Grant, P. W., Jobling, C. P.; Townsend, P. Graphical User Interfaces Computer-Aided Control Systems Design. In: Linkens, D. A. ed. *CAD for Control Systems*. Swansea, University of Wales, 1993. 467p.
- Bernard, J. Keplerian Motion. In: Villa, J. P. *Spacecraft Dynamics*, Toulouse, Cépaduès Editions, 1995. cap. 4
- Brown, C. D. *Spacecraft Mission Design*. Washington, DC, 1992. 326p. (AIAA, Education Series).
- Chobotov, V. A. *Orbital Mechanics*. Washington, DC, 1991. 274p. (AIAA, Education Series).
- Carrara, V.; Nunes, D; Gandelman, G. *Attitude and Orbit Control Subsystem Concept Review*. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais-INPE. São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 1992. (INPE-A-REV-1009).
- Carrara, V.; Guedes, U. T.V. Attitude control aspects for SCD1 and SCD2. *Revista Brasileira de Ciências Mecânicas-RBCM. Journal of the Brazilian Society Mechanical Sciences*, 16(3):83-87, 1994.
- Dias, J. *Preliminary Design Review-PDR of Analog Sun Sensor of SACI-1*. São José dos Campos, INPE, 1995.
- Ferreira, L. D. D.; Cruz, J. J. Attitude and spin rate control of a spinning satellite using geomagnetic field. *Journal of Guidance*, 14(1):216-218, 1989.
- Fonseca, I. M. *Preliminary Design Review - PDR of Attitude Control System of SACI-1*. São José dos Campos, INPE, 1995.
- Fonseca, I.M.; Souza, P.N., Modelagem do Movimento Rotacional de um Corpo Rígido Dotado de um Amortecedor de Nutação Viscoso e sua Validação Experimental, *Revista Brasileira de Ciências Mecânicas-RBCM. Journal of the Brazilian Society Mechanical Sciences*, 12(1): 89-111, 1990.

- Fonseca, I.M.; Souza, P.N.; Neri, J.A.C.; Guedes, U.T.V., Geomagnetic attitude and control of the brazilian scientific application satellite - SACI-1. In: *Proceedings of ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*. 3., ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 26-29 November, 1996. p. 59-62.
- Fonseca, I. M., Documentos privativos do INPE. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 1997.
- Gupta, N. K.; Groshans, D.; Houtchens, S. P. MATRIX_x, In: Linkens, D. A. ed. *CAD for Control Systems*. Swansea, University of Wales, 1993. 467p.
- Hanselmann, H. Implementation of Digital Controllers - A Survey. *Automatica*, 23(1):7-32, 1987.
- Hodgart, M.S.; Ong, W.T. Gravity gradient and magnetotorquing attitude control for low Earth orbit satellites. In: *Proceedings of ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*. 2., ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 12-15 April, 1994, p. 43-50.
- Integrated Systems, Inc. *SystemBuild User's Guide*, Part Number 000-0051-003, Santa Clara, CA, 1994a.
- Integrated Systems, Inc. *AutoCode User's Guide*, Part Number 000-0066-002, Santa Clara, CA, 1994b.
- Junkins, J.L. e Turner, J.D., *Optimal Spacecraft Rotational Maneuvers*, New York, Elsevier Scientific Publishing Company, 1985. 547p. (Studies in Astronautics, 3).
- Meirovitch, L. *Methods of Analytical Dynamics*. New York, N.Y., McGraw-Hill, 1970.
- Milani, P. G. A new architecture for the simulation and testing of satellite attitude and orbit control system, hardware and software description. In: *Proceedings of the 12th World Congress, International Federation of Automatic Control - IFAC*. Sydney, Australia - 1993, p. 1023-1027.
- Nunes, D. *Um simulador distribuido de sistemas de controle de atitude e órbita em tempo real*. In: Simpósio Brasileiro de Tecnologia Aeroespacial - BSAT, 17 - 21 de ago. 1990. São José dos Campos, Instituto Tecnológico de Aeronáutica-ITA, 1990, p.171-176.
- Prudêncio, S.V.; Souza, M.L.O. Simulação Digital em Tempo Real de um Sistema de Controle de Atitude Magnético Autônomo de um Satélite com Simetria Axial no Eixo de Rotação. In: Congresso Brasileiro de Automática-CBA, 11., *Anais*. São Paulo, 1996. v.3, p.1237-1242.

- Prudêncio, S.V.; Souza, M.L.O. Simulação Digital em Tempo Real de um Sistema de Controle de Atitude Magnético Autônomo de um Satélite Estabilizado por Rotação. In: Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, 14., *Anais*. Bauru, São Paulo, 08-12 dezembro, 1997, p. 297.
- Shigehara, M. Geomagnetic attitude control of an axisymmetric spinning satellite. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 9(6):391-398, 1972.
- Souza, M. L. O. *Estudo e desenvolvimento de um sistema de controle de atitude ativo em três eixos para satélites artificiais usando atuadores pneumáticos a gás frio e volantes a reação*. (Dissertação de Mestrado em Ciências Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. São José dos Campos, INPE, 1981. 368p. (INPE-2000-TDL/042).
- Tubb, F.; McEwen R. Spacecraft attitude control software development using automatic code generation technologies. In: *Proceedings of ESA International Conference on GNC held at ESTEC*, 2., Noordwijk, 12-15 April, 1994, p. 11-16.
- Wertz, J. R. *Spacecraft attitude determination and control*. London, D. Reidel, 1978. 858p. (Astrophysics and Space Science Library, v. 73).

APÊNDICE A

SISTEMAS DE COORDENADAS

Utilizamos três tipos básicos de sistemas de coordenadas centrados no satélite, conforme definido por Wertz (1978), no desenvolvimento dos modelos do Sistema de Controle de Atitude-SCA do SACI-1 que são: aquele fixo em relação ao corpo do satélite, aquele com direções fixas no espaço e aquele com direções definidas relativo a órbita e não fixado nem em relação ao satélite nem ao espaço inercial.

Sistema de Coordenadas Inerciais. O sistema de coordenadas inercial adotado é o sistema de *coordenadas celestial* definido relativo ao eixo de rotação da Terra. O pólo norte deste sistema está aproximadamente a 1° (um grau) da Estrela Polar. Para este sistema de coordenadas ser completamente definido, devemos também definir o meridiano de referência ou ponto de referência. O ponto no equador terrestre escolhido como referência é o ponto onde a *eclíptica*, ou o plano da órbita do Sol ao redor da Terra, cruza o Equador indo do sul para o norte, conhecida como *equinócio vernal*. Esta é a direção paralela à linha do centro da Terra na direção do Sol no primeiro dia da primavera.

Para os trabalhos de atitude, os sistemas de coordenadas mais importantes estão todos centrados no satélite. Entretanto, ocasionalmente o uso de um sistema de coordenadas não centrado no satélite é conveniente, primariamente como um meio de obter vetores de referência tal como o vetor campo magnético ou vetores de posição de objetos vistos pelo satélite, tal como o Sol. Assim, o trabalho de órbita é ordinariamente feito nas *coordenadas inerciais geocêntricas*, equivalentes às coordenadas celestiais definidas acima, exceto que o centro do sistema está no centro da Terra. O vetor posição da Terra nas coordenadas celestiais centradas no satélite é exatamente o negativo do vetor posição do satélite nas coordenadas inerciais geocêntricas.

Este sistema é utilizado no desenvolvimento dos modelos do ambiente (incluindo os modelos do Sol, do campo magnético e da posição do centro de massa do satélite).

Sistema de Coordenadas Orbitais. Para o sistema de coordenadas orbitais usamos o *sistema l, b, n* de coordenadas para o qual o plano da órbita do satélite é o plano equatorial deste sistema de coordenadas. O eixo l é paralelo à linha do centro da Terra ao nodo ascendente da órbita do satélite. O eixo n é paralelo à normal à órbita, i.e., perpendicular ao plano orbital, e o eixo b é tal que para os vetores unitários ao longo dos eixos, $\vec{b} = \vec{n} \times \vec{l}$. Devido ao fato da órbita do satélite não estar fixa no espaço o sistema l, b, n não é inercial. Na realidade, perturbações na órbita devidas à não esfericidade da Terra (corpo central) causam uma rotação lenta na órbita. Modelamos estas perturbações levando em conta o coeficiente zonal J_2 para propagarmos a posição do centro de massa do satélite (referir-se ao Apêndice B).

A Figura A.1 relaciona o sistema de coordenadas inercial geocêntrico com o sistema de coordenadas orbital geocêntrico.

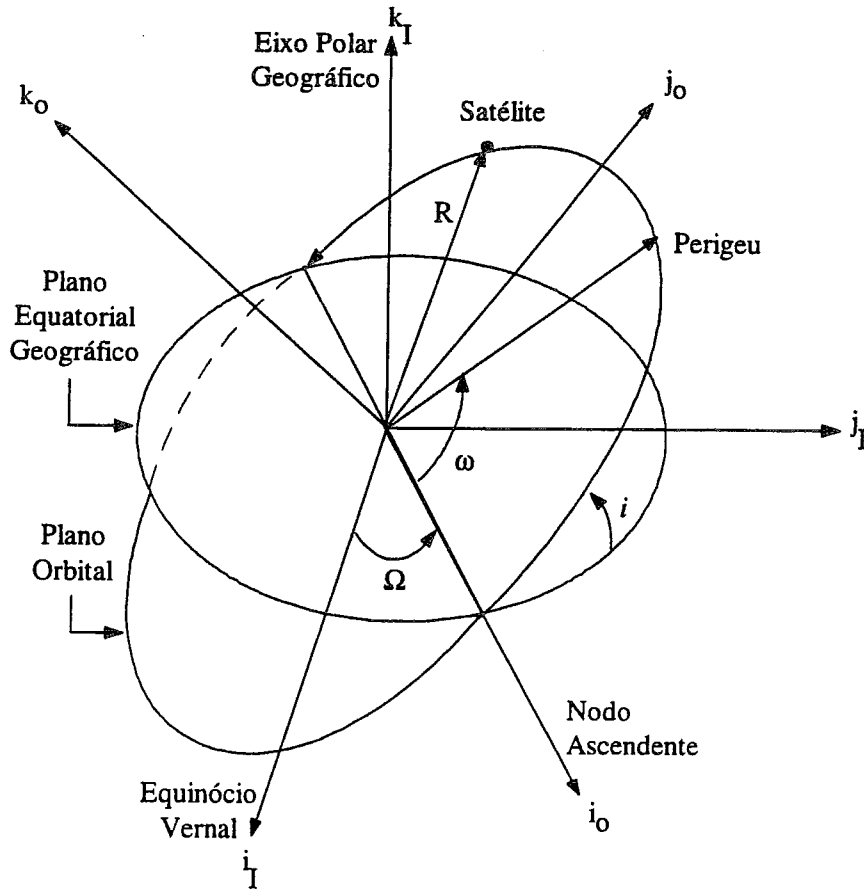


Fig. A.1 - Relação entre o sistema de coordenadas inercial geocêntrico e o sistema de coordenadas orbital geocêntrico.

Coordenadas fixas ao satélite. Usamos o sistema de coordenadas fixo no satélite para definir a orientação dos equipamentos (*hardware*) de determinação e controle de atitude e também como sistema no qual as medidas da atitude são feitas. Na representação em coordenadas esféricas fixas ao satélite usamos ψ para representar a componente azimute, θ para a coelevação. As três componentes do sistema de coordenadas retangular fixo ao satélite é representada por x, y, z . O pólo positivo do sistema de coordenadas é o vetor de rotação positivo (eixo $+z$) normal aos painéis solares após sua abertura. O eixo $+x$ é o meridiano de referência o qual é tomado como passando através de um ponto de referência arbitrário sobre o plano de rotação (equador deste sistema de coordenadas). O eixo y é perpendicular a x e z tal que o sistema de coordenada segue a regra da mão direita (i.e., para os vetores unitários ao longo dos eixos $x, y, z, \hat{z} = \hat{x} \times \hat{y}$). Para os *hardware* sensores de atitude, é a orientação do campo de visada do *hardware* no sistema do satélite que é importante, e *não* a localização do *hardware* dentro do satélite.

A atitude do satélite é definida com relação ao plano orbital através das coordenadas esféricas ψ para a componente azimute, θ para a coelevação e ϕ para a rotação do satélite, conforme ilustrado na Figura A.2.

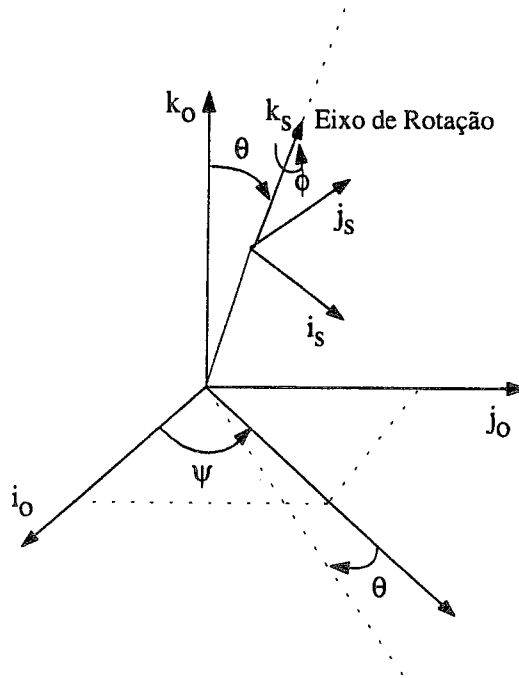


Fig. A.2 - Relação entre o sistema de coordenadas fixo ao satélite e o sistema de coordenadas orbital.

APÊNDICE B

PROPAGAÇÃO ORBITAL

Os *Elementos Keplerianos* ($a, e, i, \Omega, \omega, M$) são parâmetros que especificam completamente o movimento do satélite. Estes elementos especificam o tamanho e a forma da órbita, e também, a orientação do plano orbital no espaço. E, finalmente, especifica onde o satélite está na órbita. A partir dos elementos Keplerianos podemos calcular a posição do centro de massa do satélite $\vec{R} = [R_x, R_y, R_z]^T$. A Figura B.1 mostra uma realização em diagrama de blocos referente ao modelo da propagação analítica da órbita a partir dos elementos Keplerianos. A seguir analisaremos como estes elementos variam.

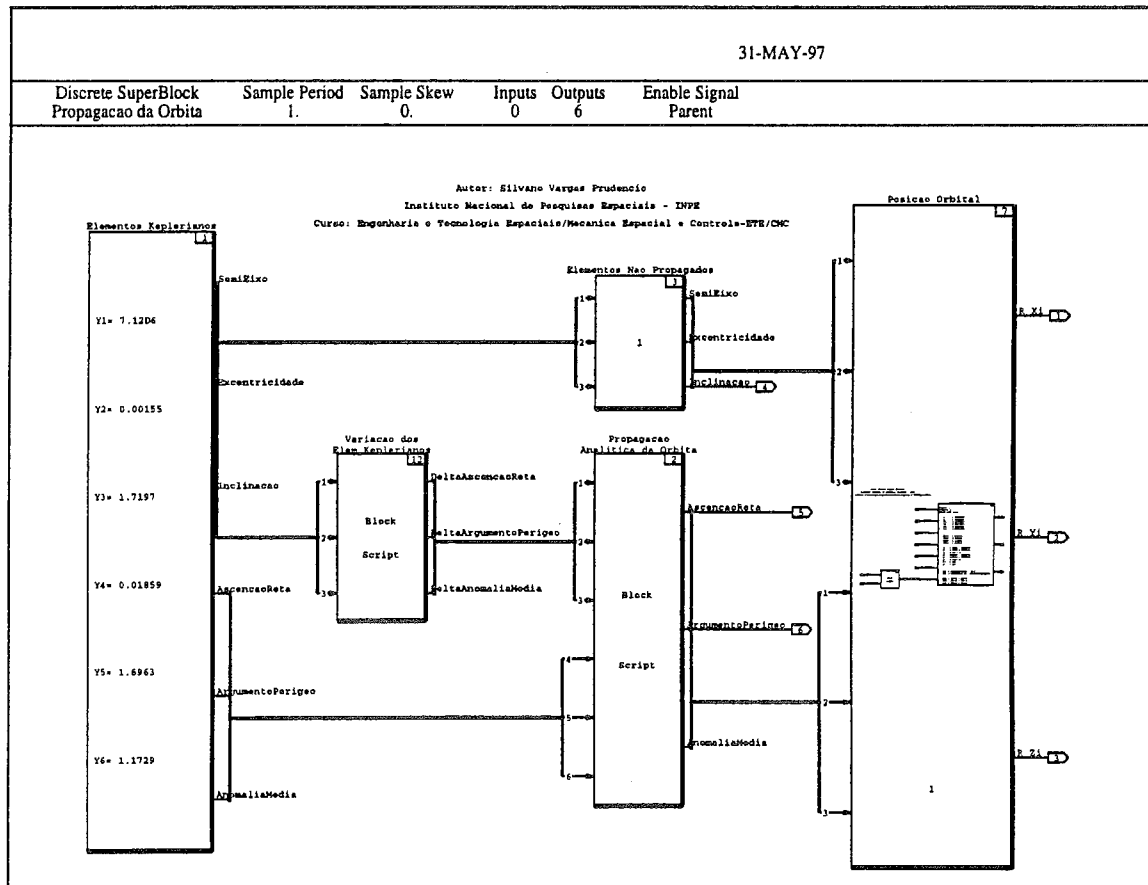


Fig. B.1 - Realização em diagrama de blocos referente à propagação analítica da órbita.

B.1 - Elementos Keplerianos e Suas Variações

A não esfericidade e a não homogeneidade da Terra (Wertz, 1978; Chobotov, 1991; Brown, 1992) é tratada analiticamente pela expansão do potencial

gravitacional em uma série de harmônicos esféricos. O primeiro termo na expansão provê a força resultante de um ponto de massa. O segundo termo, chamado *perturbação* J_2 , representa a modificação da força média devido ao achatamento da Terra. Os termos de mais alta ordem representam efeitos devido ao desvio da forma da Terra de um simples elipsóide.

A razão de mudança dos elementos orbitais resultante da perturbação J_2 é convenientemente expressa em termos do *movimento angular médio*, n , igual à razão de mudança da anomalia média (Wertz, 1978):

$$n \equiv \frac{dM}{dt} = n_0 \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_{\oplus}}{a} \right)^2 (1 - e^2)^{-3/2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \right] \quad (\text{B.1})$$

onde o movimento angular médio nominal, n_0 , é dado por:

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (\text{B.2})$$

O período anomalístico (i.e. perigeu a perigeu) é:

$$P_A = 2\pi / n \quad (\text{B.3})$$

e a anomalia média no tempo t é

$$M = M_0 + n(t - t_0) \quad (\text{B.4})$$

onde M_0 é a anomalia média na época t_0 . A anomalia média é medida relativa ao movimento do perigeu. Estas equações se reduzem à forma não perturbada quando $J_2 = 0$.

Quando somente as variações seculares devidas ao termo J_2 são consideradas, a *ascensão reta do nodo ascendente*, Ω , no tempo t é dada por (Wertz, 1978):

$$\begin{aligned} \Omega &= \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} (t - t_0) \\ &= \Omega_0 - \frac{3}{2} J_2 n \left(\frac{R_{\oplus}}{a} \right)^2 (1 - e^2)^{-2} (\cos i) (t - t_0) \end{aligned} \quad (\text{B.5})$$

onde a é o semi-eixo maior, e é a excentricidade, i é a inclinação, R_{\oplus} é o raio da Terra e Ω_0 é Ω na época t_0 . Na fórmula acima o movimento angular médio, n , pode ser aproximado por n_0 , produzindo um erro muito pequeno no segundo termo.

Se o produto dos três termos em a , e e i na equação acima tiver o valor $-4.7737 \times 10^{-15} \text{ km}^{-7/2}$ (Wertz, 1978), a velocidade de rotação do nodo será $d\Omega/dt = 0.9856$ graus/dia ou 1 rotação por ano. Tal órbita é chamada *Sol Síncrona* porque a orientação do plano da órbita se manterá aproximadamente fixa em relação ao Sol enquanto a Terra se move em sua órbita. Assim, o satélite verá continuamente a

superfície da Terra no mesmo tempo local em qualquer latitude dada. Para a órbita ser Sol síncrona, $d\Omega/dt$ deve ser positivo e igual a 0.9856 /dia e a inclinação i deve ser maior do que 90° ; isto é ela será uma *órbita retrógrada*.

Finalmente, a variação secular no argumento do perigeu, ω , quando o achatamento da Terra é levado em consideração é dada por (Wertz, 1978):

$$\begin{aligned}\omega &= \omega_0 + \frac{d\omega}{dt}(t - t_0) \\ &= \omega_0 + \frac{3}{2} J_2 n \left(\frac{R_\oplus}{a} \right)^2 (1 - e^2)^{-2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) (t - t_0)\end{aligned}\quad (\text{B.6})$$

onde as variáveis a , e , i , n e R_\oplus são as mesmas da equação Equação B.5 e ω_0 é o valor de ω na época t_0 . Para uma órbita equatorial, a linha dos apsides gira na direção do movimento e para uma órbita polar ela gira no sentido oposto ao movimento. Para $i = 63.435^\circ$ a linha dos apsides não gira.

B.2 - Conversão dos Elementos Orbitais Keplerianos para Posição e Velocidade

Definindo uma matriz de rotação $R_{3 \times 3}$ que leva os vetores do sistema geocêntrico inercial para o sistema orbital $\vec{P}, \vec{Q}, \vec{W}$ definido com origem O no centro da Terra e cujos eixos são tais que:

\vec{P} está no plano orbital centrado em O com direção ao perigeu

\vec{W} é paralelo ao momento angular do satélite, perpendicular ao plano da órbita

\vec{Q} forma um sistema ortogonal direto (no plano da órbita, perpendicular a \vec{P} e orientado na direção do movimento)

Assim, podemos escrever a matriz R que muda do sistema de referência geocêntrico inercial para o sistema de referência orbital $(O, \vec{P}, \vec{Q}, \vec{W})$ como:

$$R_{313} = \begin{bmatrix} c\omega c\Omega - s\omega ci s\Omega & c\omega s\Omega + s\omega ci c\Omega & s\omega si \\ -s\omega c\Omega - c\omega ci s\Omega & -s\omega s\Omega + c\omega ci c\Omega & c\omega si \\ si s\Omega & -si c\Omega & ci \end{bmatrix}\quad (\text{B.7})$$

onde ω é o argumento do perigeu, i é a inclinação da órbita e Ω é a ascensão reta do nodo ascendente. Nesta expressão c significa coseno e s seno.

Escrevendo as componentes dos eixos $\vec{P}, \vec{Q}, \vec{W}$ em R , temos:

$$\begin{aligned}
P_x &= \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \cos i \sin \Omega \\
P_y &= \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos i \cos \Omega \\
P_z &= \sin \omega \sin i \\
Q_x &= -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \cos i \sin \Omega \\
Q_y &= -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos i \cos \Omega \\
Q_z &= \cos \omega \sin i \\
W_x &= \sin i \sin \Omega \\
W_y &= -\sin i \cos \Omega \\
W_z &= \cos i
\end{aligned} \tag{B.8}$$

Projetando o vetor $\vec{R} = [R_x, R_y, R_z]^T$ (posição do centro de massa do satélite em relação ao sistema geocêntrico inercial) sobre os eixos \vec{P} e \vec{Q} (Wertz, 1978; Bernard, 1995) obtemos para o caso de uma órbita elíptica:

$$\vec{R} = a \left[(\cos E - e) \vec{P} + \sqrt{1 - e^2} \sin E \vec{Q} \right] \tag{B.9}$$

onde a é o semi-eixo maior da órbita, e é a sua excentricidade e E é a solução da equação Kepler, dada por:

$$E - e \sin E = M \tag{B.10}$$

A velocidade do satélite para uma órbita elíptica é dada por (Wertz, 1978; Bernard, 1995):

$$\vec{V} = \frac{na^2}{|\vec{R}|} \left[-\sin E \vec{P} + \cos E \sqrt{1 - e^2} \vec{Q} \right] \tag{B.11}$$

onde n é o movimento médio orbital.

Uma realização em diagrama de blocos referente a conversão de elementos Keplerianos para posição orbital é mostrada na Figura B.2. Esta rotina foi originalmente escrita em Fortran e é suprida pelo pacote ORBA desenvolvido pelos membros da DMC do INPE e reutilizada (transformada) aqui na forma diagrama de blocos a partir do qual é possível a geração automático de códigos fonte em C ou ADA.

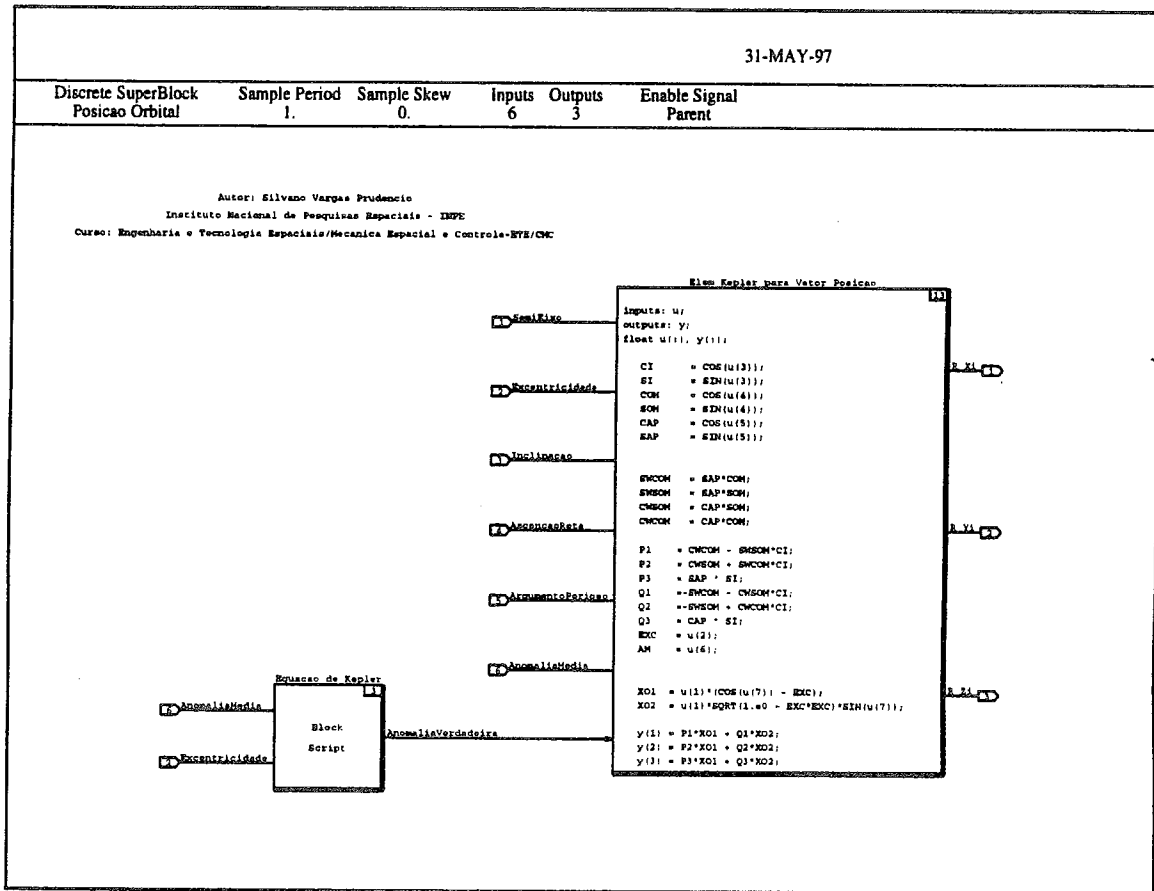


Fig. B.2 - Realização em diagrama de blocos referente a conversão de elementos Keplerianos para posição orbital.

APÊNDICE C

MODELO DO CAMPO GEOMAGNÉTICO

A porção predominante do campo magnético da Terra, \vec{B} , pode ser representado como o gradiente de uma função potencial escalar (Wertz, 1978), V , isto é:

$$\vec{B} = \nabla V \quad (C.1)$$

V pode ser representado por uma série de harmônicos esféricos, como:

$$V(r, \theta, \phi) = a \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta) \quad (C.2)$$

onde, a é o raio equatorial da Terra; g_n^m e h_n^m são chamados coeficientes Gaussianos; r , θ , ϕ são a distância, coelevação e longitude leste geocêntrica de Greenwich; e $P_n^m(\theta)$ são funções associadas de Legendre. Os índices n e m referem-se ao grau e à ordem dos coeficientes Gaussianos, respectivamente. Os termos para $n = 1$ são chamados dipólo; para $n = 2$ quadrupólo; para $n = 3$ octupólo.

Os coeficientes Gaussianos são determinados empiricamente por um ajuste de mínimos quadrados do campo. Um conjunto destes coeficientes constituem um *modelo* do campo. Com estes coeficientes e uma definição das funções associadas de Legendre, $P_n^m(\theta)$ é possível calcular o campo magnético em qualquer ponto no espaço através das Equações C.1 e C.2.

Wertz (1978) apresenta uma discussão mais aprofundada dos harmônicos esféricos, mostra uma forma recursiva de cálculo da função associada de Legendre e, ainda, mostra tabelado um conjunto dos coeficientes Gaussianos para o grau 8 e ordem 8 para o ano de 1975 (IGRF 1975). E também mostra uma formulação geral para o cálculo do campo magnético \vec{B} .

Apresentaremos a seguir o modelo do dipolo magnético desenvolvido para o SACI-1.

C.1 - Modelo do Dipolo Magnético

O *modelo do dipolo* é obtido pela expansão do modelo do campo até o primeiro grau ($n = 1$) e todas as ordens ($m = 0, 1$). Assim a Equação C.2 torna-se (Wertz, 1978):

$$\begin{aligned}
V(r, \theta, \phi) &= \frac{a^3}{r^2} \left[g_1^0 P_1^0(\theta) + (g_1^1 \cos \phi + h_1^1 \sin \phi) P_1^1(\theta) \right] \\
&= \frac{1}{r^2} (g_1^0 a^3 \cos \theta + g_1^1 a^3 \cos \phi \sin \theta + h_1^1 a^3 \sin \phi \sin \theta)
\end{aligned} \tag{C.3}$$

O termo $\cos \theta$ é apenas o potencial devido ao comprimento do dipolo $g_1^0 a^3$ alinhado com o eixo polar. Similarmente, os termos $\sin \theta$ são dipolos alinhados com os eixos x e y . Podemos calcular os coeficientes Gaussianos (tabelados) através da adição dos termos seculares dos coeficientes Gaussianos (também tabelados) para uma determinada época. Utilizando dados do pacote CMT desenvolvido pela DMC do INPE temos:

$$\begin{aligned}
g_1^0 &= -29775 + 18t \quad (\text{nT}) \\
g_1^1 &= -1851 + 10.6t \quad (\text{nT}) \\
h_1^1 &= 5411 - 16.1t \quad (\text{nT})
\end{aligned} \tag{C.4}$$

onde $t = (\text{DJM} + 712535)/365.2 - 1990$ e DJM é a data juliana modificada.

Assim, o comprimento total do dipolo é:

$$a^3 H_0 = a^3 \left[g_1^{0^2} + g_1^{1^2} + h_1^{1^2} \right]^{1/2} \tag{C.5}$$

A coelevação do dipolo é:

$$\theta_m = \arccos \left(\frac{g_1^0}{H_0} \right) \tag{C.6}$$

A longitude leste do dipolo é:

$$\phi_m = \arctan \left(\frac{h_1^1}{g_1^1} \right) \tag{C.7}$$

Tirando vantagem da natureza dos termos dominantes do dipolo no modelo do campo podemos aproximar o campo magnético da Terra àquele devido a um vetor dipolo, \vec{m} , cuja magnitude e direção são dadas pelas Equações C.5 a C.7. Assim, o campo do dipolo em coordenadas inerciais geocêntricas (Wertz 1978), fica:

$$\vec{B}(\vec{R}) = \frac{a^3 H_0}{R^3} \left[3(\hat{m} \hat{R}) \hat{R} - \hat{m} \right] \tag{C.8}$$

onde \vec{R} é o vetor posição no ponto em que o campo é desejado. Devido a esta equação ser uma equação vetorial podemos avaliar as componentes de \vec{B} em qualquer sistema de coordenadas conveniente. Avaliando o campo nas componentes inerciais geocêntricas através do vetor unitário do dipolo, temos:

$$\hat{m} = \begin{bmatrix} \sin \theta_m \cos \alpha_m \\ \sin \theta_m \sin \alpha_m \\ \cos \theta_m \end{bmatrix} \quad (C.9)$$

$$\alpha_m = \alpha_{G0} + \frac{d\alpha_G}{dt} t + \phi_m \quad (C.10)$$

onde α_{G0} é a ascensão reta do meridiano de Greenwich ou o tempo sideral em Greenwich em algum tempo de referência, $d\alpha_G/dt$ é a taxa de rotação média da Terra (360.9856469 graus/dia) e t o tempo desde a referência.

Assim,

$$\hat{m} \hat{R} = R_x \sin \theta_m \cos \alpha_m + R_y \sin \theta_m \sin \alpha_m + R_z \cos \theta_m \quad (C.11)$$

onde R_x, R_y, R_z são os co-senos diretores inerciais geocêntricos de \vec{R} . Assim, obtemos as componentes do campo:

$$\begin{aligned} B_x &= \frac{a^3 H_0}{R^3} \left[3(\hat{m} \hat{R}) R_x - \sin \theta_m \cos \alpha_m \right] \\ B_y &= \frac{a^3 H_0}{R^3} \left[3(\hat{m} \hat{R}) R_y - \sin \theta_m \sin \alpha_m \right] \\ B_z &= \frac{a^3 H_0}{R^3} \left[3(\hat{m} \hat{R}) R_z - \cos \theta_m \right] \end{aligned} \quad (C.12)$$

A Figura C.1 mostra uma realização em diagrama de blocos referente ao modelo do dipolo geomagnético. Esta rotina foi reutilizada do pacote CMT escrito em FORTRAN, desenvolvido pelos membros da DMC do INPE. Agora em diagrama de blocos ela pode ser convertida em C ou ADA através do gerador automático códigos AutoCode.

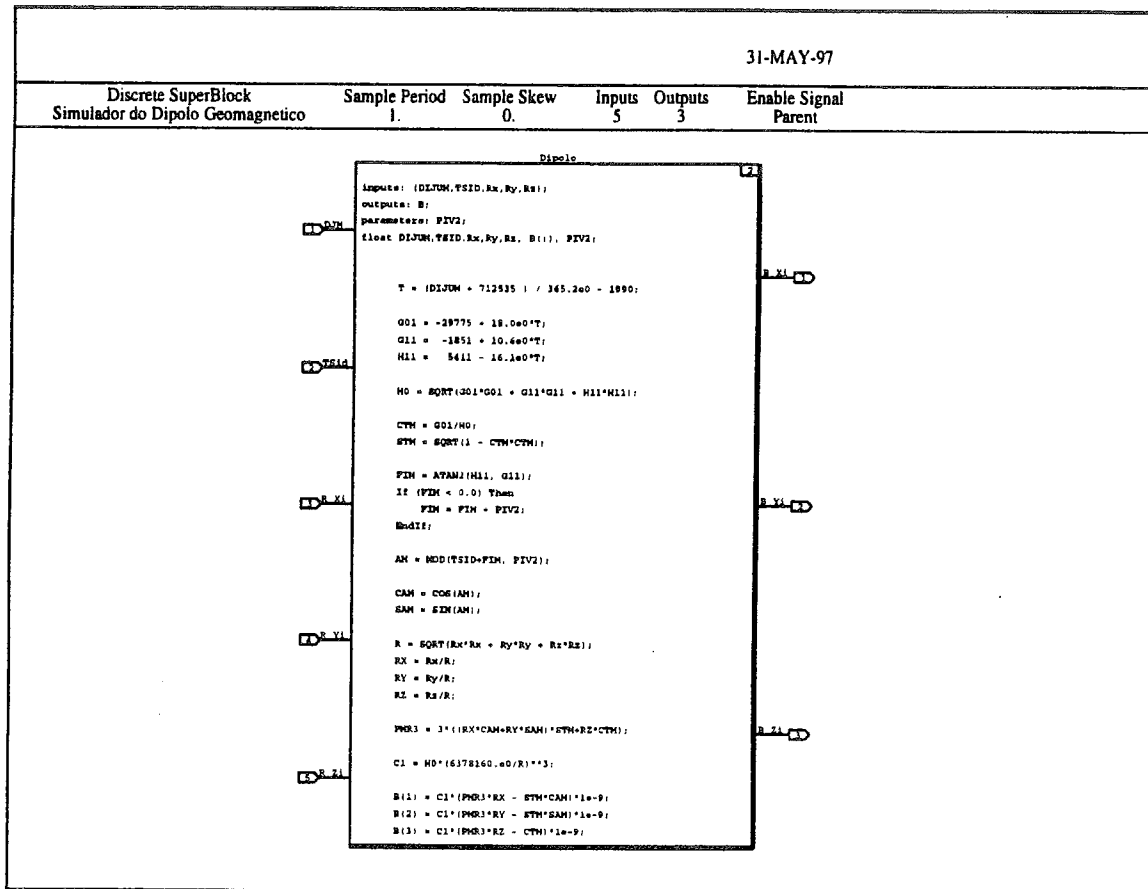


Fig. C.1 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do dipolo geomagnético.

APÊNDICE D

MODELO DO SOL

O modelo da mudança de posição do vetor Sol é necessário na simulação pois é utilizado como uma referência para a determinação da atitude do satélite. Modelos precisos da posição do Sol são obtidos através de informações de efemérides, porém esta precisão não é sempre necessária na análise de atitude. Apresentaremos a seguir um modelo algébrico aproximado da posição do Sol conforme descrito em Wertz (1978).

O movimento médio do Sol é dado no *American Ephemeris* como (Wertz, 1978):

$$\begin{aligned} L &= 279.696678^\circ + 0.9856473354(d) + 2.267 \times 10^{-13}(d^2) \\ M &= 358.475845^\circ + 0.985600267(d) - 1.12 \times 10^{-13}(d^2) - 7 \times 10^{-20}(d^3) \\ e &= 0.016751 \end{aligned} \quad (D.1)$$

onde L é a longitude média do Sol, medida na eclíptica a partir do equinócio médio da data; M é a anomalia média do Sol; e é a excentricidade da órbita da Terra; e d é o número de dias de efemérides desde o tempo de efemérides 1900 Janeiro 0, 12h (Data Juliana 2,415,0100).

Para muitos trabalhos de atitude (Wertz, 1978), o número de dias de efemérides pode ser assumido igual ao número de dias Juliano, e a redução do tempo universal para o tempo de efemérides pode ser omitida. Em adição, os termos em d^2 e d^3 podem ser omitidos. Uma correção δL é aplicada à longitude média para achar a longitude verdadeira, e à anomalia média para achar a anomalia verdadeira. Os dois primeiros termos na série para δL são:

$$\delta L = 1.918^\circ \sin(M) + 0.02^\circ \sin(2M) \quad (D.2)$$

A distância, R , da Terra ao Sol pode ser encontrada a partir da seguinte relação entre a distância e a anomalia verdadeira, v , (Wertz, 1978):

$$R = \frac{1.495 \times 10^8 (1 - e^2)}{1 + e \cos v} \text{ km} \quad (D.3)$$

A Figura D.1 mostra uma realização em diagrama de blocos referente ao modelo do Sol, esta rotina reutiliza o pacote ORBA escrito em FORTRAN pelos membros da DMC do INPE, calcula a posição do vetor Sol no sistema geocêntrico inercial e tem como entradas: 1) a data Juliana modificada em dias referido ao ano de 1950 e 2) a fração de dias em segundos, calculadas conforme realização em diagrama de blocos da Figura D.2.

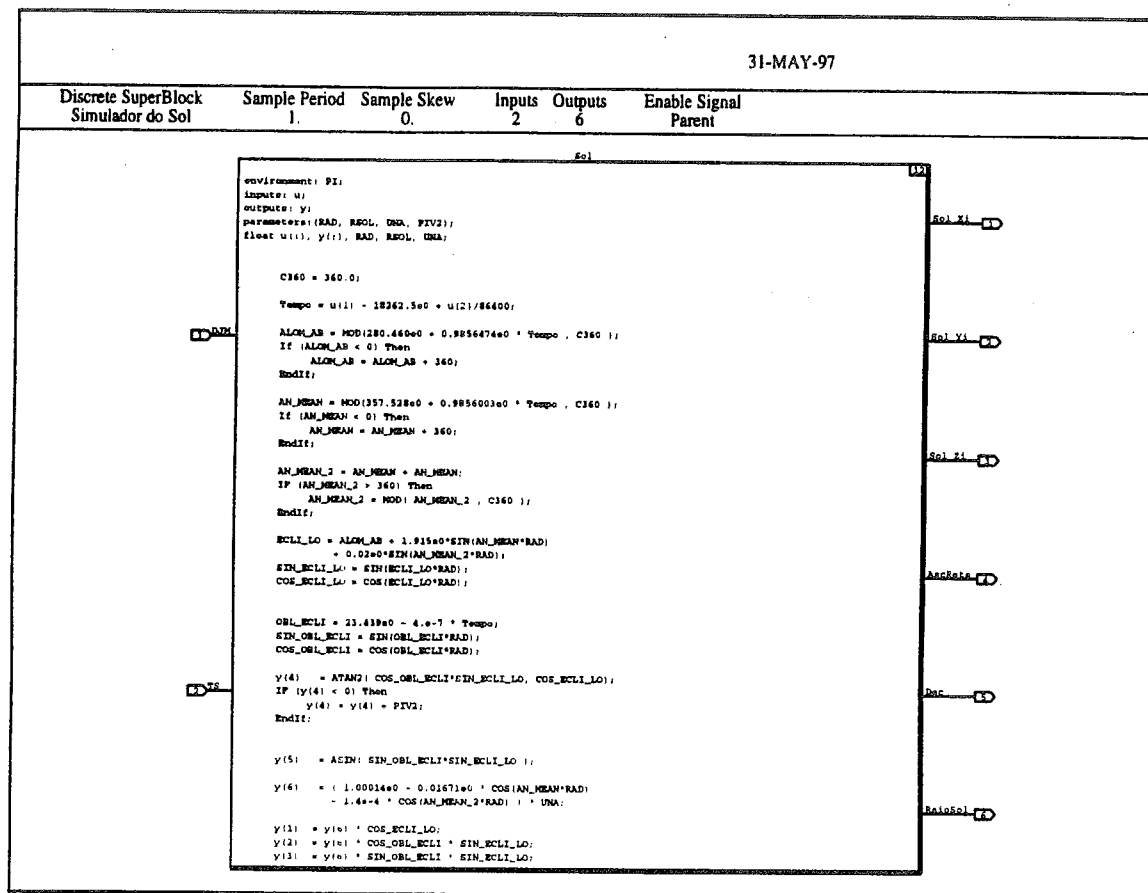


Fig. D.1 - Realização em diagrama de blocos referente ao modelo do Sol.

A Figura D.3 mostra uma realização em diagrama de blocos para teste do modelo do simulador do Sol da Figura D.1.

D.1 - Simulação da Sombra da Terra

A passagem do satélite pela sombra da Terra influi no modo como as leis de controle acionarão os *hardwares* de controle de atitude. Sendo, desta forma, necessário simular seu comportamento o qual é detectado pelo sensor solar (referir-se ao Capítulo 3). Esta rotina verifica se o satélite está ou não na sombra da Terra; tem como entradas as coordenadas da posição do satélite (referir-se ao Apêndice B) e do Sol (Figura D.1) no sistema geocêntrico inercial e tem como saída uma variável indicando se o satélite está na sombra da Terra ou iluminado pelo Sol. Esta variável indica ainda se o satélite está na região de penumbra da Terra. Uma realização em diagrama de blocos da rotina da sombra da Terra é mostrada na Figura D.4. Esta rotina foi originalmente escrita em FORTRAN e reutilizada do pacote ORBA.

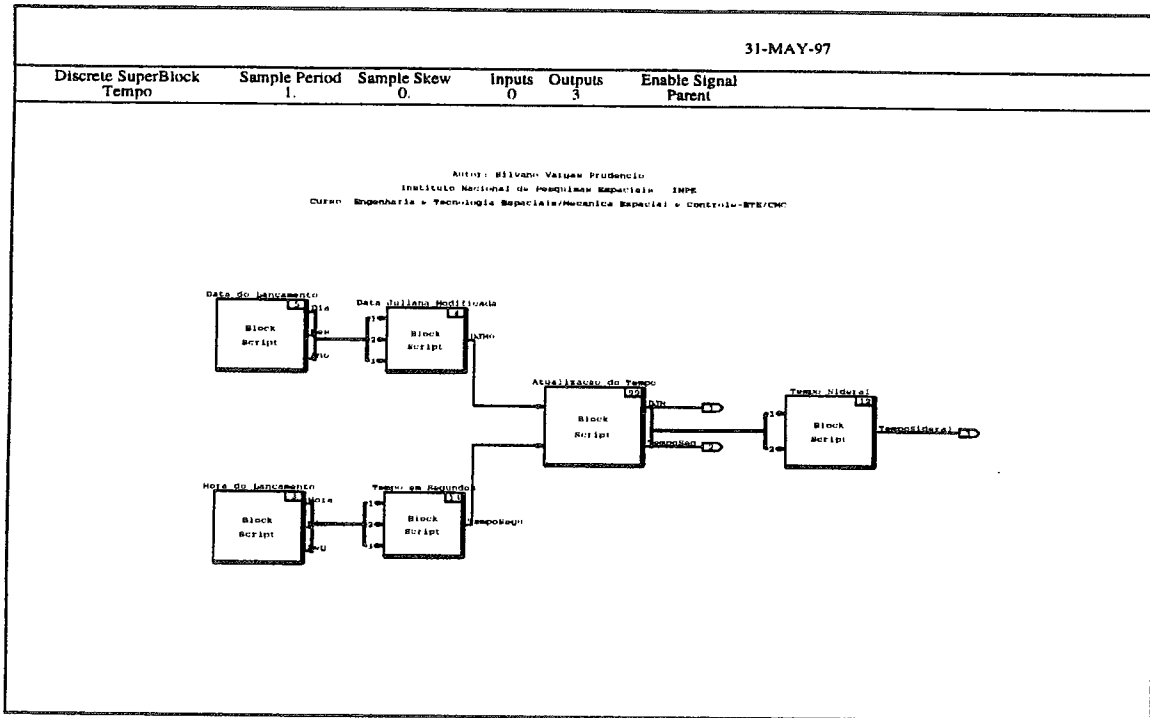


Fig. D.2 - Realização em diagrama de blocos referente à atualização do tempo, data Juliana e tempo sideral.

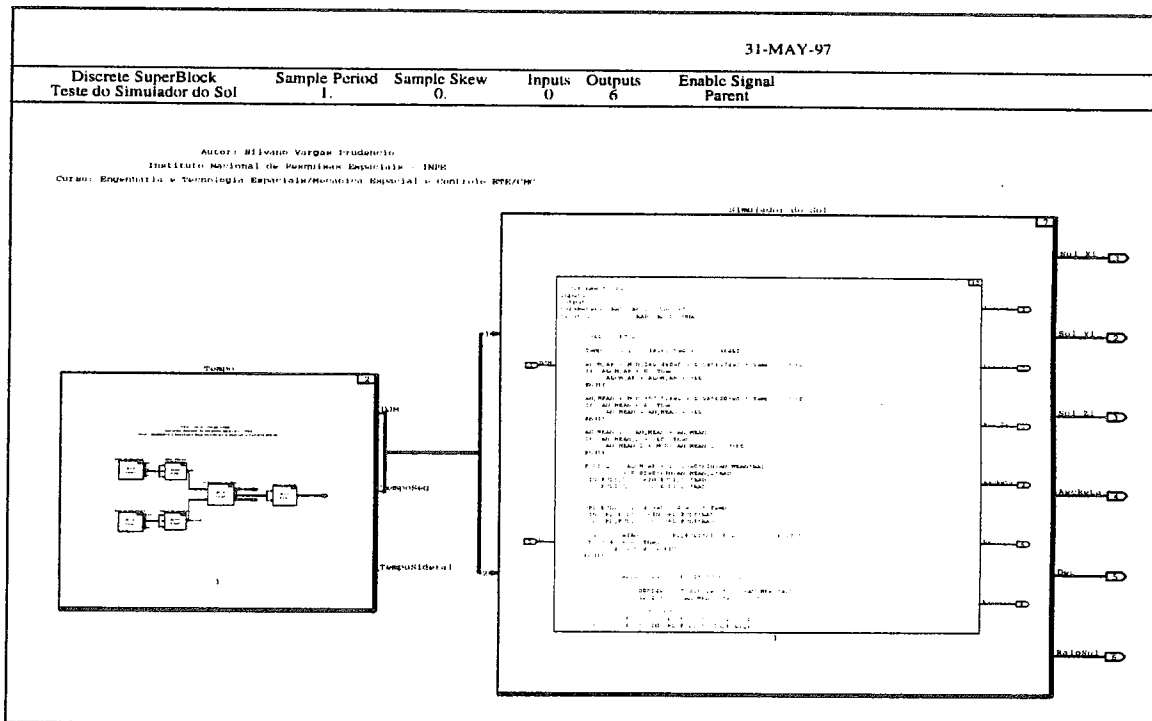


Fig. D.3 - Realização em diagrama de blocos referente a um módulo de teste do modelo do Sol.

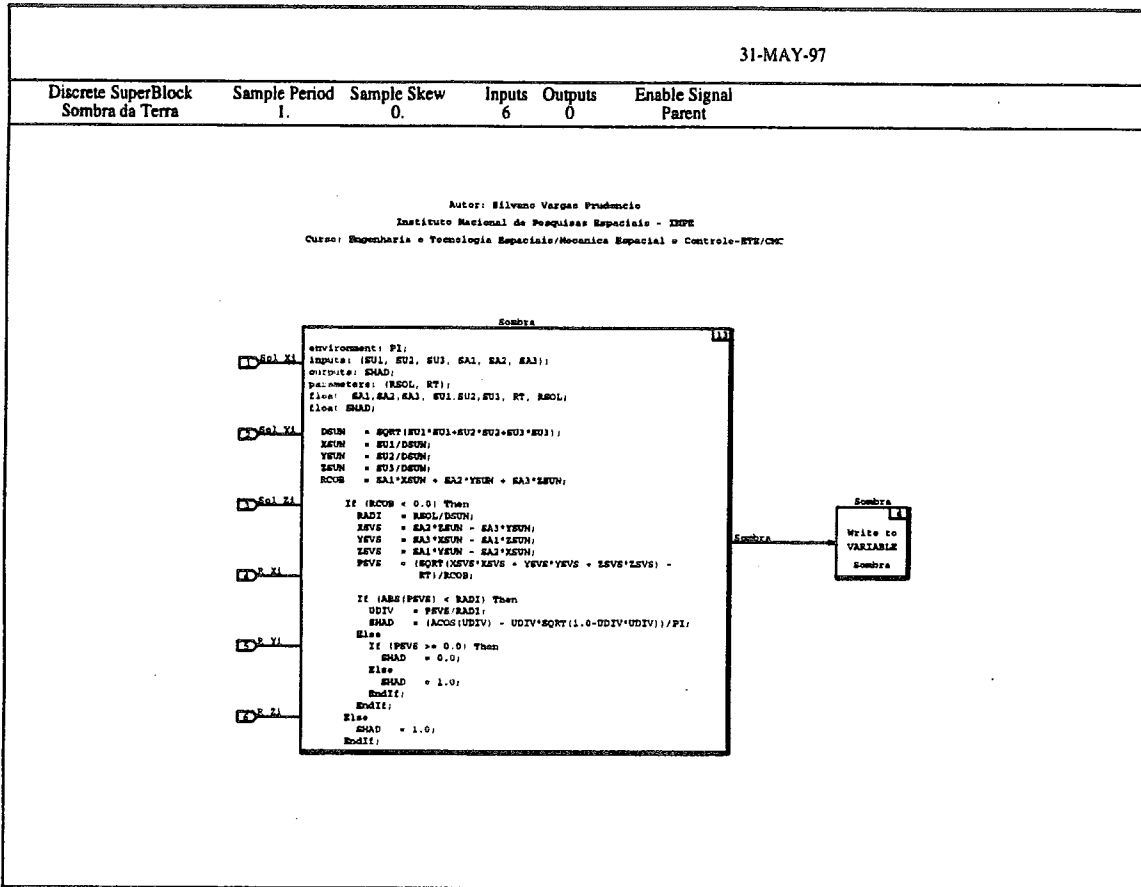


Fig. D.4 - Realização em diagrama de blocos referente a rotina de simulação da sombra da Terra.

APÊNDICE E

ALGORITMOS DE INTEGRAÇÃO

Os modelos dinâmicos criados no desenvolvimento dos Modelos do Satélite, dos Modelos dos Ambiente e do Modelo do Controlador podem ser caracterizados da seguinte maneira:

- Contínuos
- Discretos
- Híbridos (i.e., uma combinação de subsistemas contínuos e discretos)

A execução da simulação destes modelos ou obtenção da seqüência de soluções para um sistema de equações, dadas as condições iniciais e o vetor de entrada do sistema, é direta para sistemas discretos (Integrated System Inc., 1994b). Começando da condição inicial dada, realizamos iterações nas equações de estado discretas até encontrarmos o tempo final especificado.

Achar a solução numérica para sistemas contínuos ou híbridos, no entanto, requer um método de aproximação apropriado. O propósito de um algoritmo de integração ou um “solucionador” de equações diferenciais é calcular uma aproximação precisa para a solução exata da equação diferencial. Então a solução é “marcada” avante a partir de um tempo inicial e um dado conjunto de condições iniciais.

Desde que todos algoritmos de integração de sistemas contínuos são aproximações, há um número de pontos importantes a considerar na escolha de um método apropriado (Integrated System Inc., 1994b): eficiência computacional, erros de truncamento e arredondamento, precisão e confiabilidade da solução e estabilidade do algoritmo de integração. Apresentaremos a seguir dois integradores que são mais confiáveis para a simulação de sistemas dinâmicos tais como um SCA, bem como suas características. Ressaltamos que para a simulação do SCA do SACI-1, o qual inclui um amortecedor de natação em suas equações dinâmicas, utilizamos o método de integração Kutta-Merson de Passo Fixo, pois este mostrou-se melhorias em relação ao método Runge-Kutta de quarta ordem.

E.1 - Algoritmos de Integração Abordados

Para uma simulação em tempo real usamos algoritmos de integração que sejam de passo fixo, pois esta deve ser determinística. O método Kutta-Merson de Passo Fixo e o método Runge-Kutta de quarta ordem são recomendados quando um algoritmo de passo fixo é requerido para simulação. Estes algoritmos estão entre os métodos de integração gerados automaticamente pelo gerador de códigos em tempo real AutoCode (Integrated System Inc., 1994b) no programa de aplicação. Apresentaremos a seguir algumas características destes métodos bem como suas formulações matemáticas.

O processo de “integrar” os modelos do sistema é conceitualmente baseado na discretização de equações diferenciais que representam os modelos. Isto é, $\frac{dx}{dt} = f(x, t)$ é substituído por uma equação a diferenças aproximando a equação básica diferencial contínua para cima de uma certa ordem. As variáveis contínuas x e t são substituídas por suas equivalentes discretas x_n e t_n , enquanto $\frac{dx}{dt}$ é substituído por $\frac{\Delta x}{\Delta t}$. Literalmente implementando este procedimento temos o método de Euler.

E.1.1 - Método de Runge-Kutta de Quarta Ordem

O método de Runge-Kutta de quarta ordem é um método popular que tem demonstrado confiança para muitos problemas. Este método trabalha bem na presença de não-linearidades. Entretanto, computacionalmente ele não é o método mais eficiente.

O método de integração de Runge-Kutta de quarta ordem (Integrated System Inc., 1994b) é um método explícito com quatro funções de avaliações por passo:

$$k_1 = hf(x_n, t_n)$$

$$k_2 = hf(x_n + k_1/2, t_n + h/2)$$

$$k_3 = hf(x_n + k_2/2, t_n + h/2)$$

$$k_4 = hf(x_n + k_3, t_n + h)$$

onde $h = t_{n+1} - t_n$ é o comprimento do passo e a solução é calculada como:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4}{6}$$

O método de integração de Runge-Kutta de quarta ordem tem um erro de truncamento local de $O(h^5)$. Este é um método apropriado quando não é sabido muito sobre a natureza do problema ou da solução. Embora este algoritmo tem provido segurança para muitos tipos de problemas e é largamente utilizado, computacionalmente ele não está entre os métodos mais eficientes, porque ele não tem nenhum controle do comprimento do passo ou ajuste de ordem.

E.1.2 - Método Kutta-Merson de Passo Fixo

O método Kutta-Merson de passo fixo (Integrated System Inc., 1994b) melhora o método Runge-Kutta de quarta ordem adicionando uma quinta avaliação no passo. Este método é mais preciso que o algoritmo de Runge-Kutta de quarta ordem com uma pequena perda na velocidade computacional. Ele é implementado com as seguintes equações:

$$k_1 = hf(x_n, t_n)$$

$$k_2 = hf(x_n + k_1/3, t_n + h/3)$$

$$k_3 = hf(x_n + (k_2 + k_1)/6, t_n + h/3)$$

$$k_4 = hf(x_n + (3k_3 + k_1)/6, t_n + h/2)$$

$$\bar{x} = x_n + \frac{4k_4 + 3k_3 + k_1}{2}$$

$$k_5 = hf(\bar{x}, t_n + h)$$

onde $h = t_{n+1} - t_n$ é o comprimento do passo e a solução é calculada como:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{k_5 + 4k_4 + k_1}{6}$$

APÊNDICE F

O PROGRAMADOR DE APLICAÇÕES EM TEMPO REAL

Apresentaremos o programador de aplicações como parte integrante do programa de aplicação de tempo real, construído através de um arquivo de configuração padrão/gabarito que serve como entrada para o gerador automático de código, conforme descrito por Integrated Systems Inc. (1994b).

“O programador executa todo o gerenciamento e controle de inserção de entradas, programação de tarefas, colocação de saídas e despacho das tarefas que desempenham o trabalho do sistema de tempo real. Embora o programador possa ser adaptado como qualquer outra parte do código, a intenção do programa é prover um programador de tempo real genérico, combinando alto desempenho com programação determinística, prioritária e preemptiva das tarefas da aplicação que têm diferentes requisitos do tempo.

O programador de aplicação opera com o princípio de programação em taxa-monotônica, derivando prioridades para as tarefas a partir das taxas de repetições para os subsistemas periódicos e dos requisitos de tempo para os subsistemas gatilhados. O algoritmo assina-las alta prioridade para subsistemas com taxa de amostragem ou requisitos de tempo mais rápidos e menor prioridade para os mais lentos (conforme a Figura F.1). O algoritmo de taxa-monotônica maximiza o número de tarefas que conseguem completar suas operações em um tempo dado. Usando o algoritmo de taxa-monotônica, todas as tarefas periódicas completam suas operações se a utilização da CPU pelas tarefas não exceder 70%.

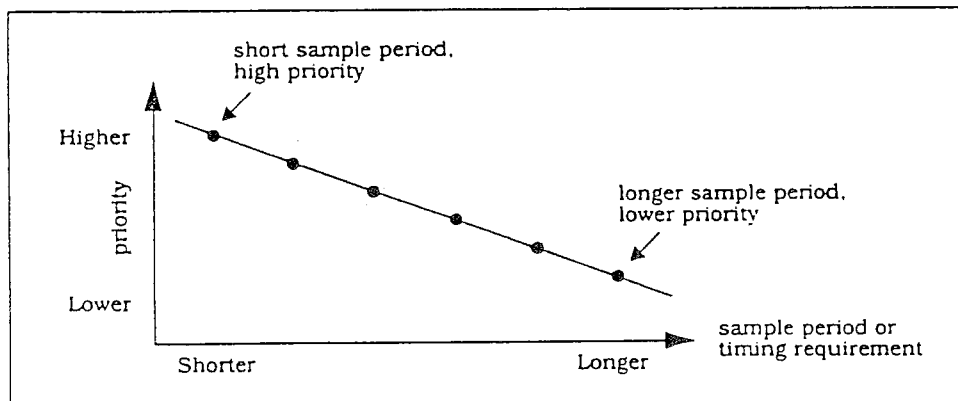


Fig. F.1 - Algoritmo de taxa-monotônica de programação.
FONTE: Integrated Systems Inc. (1994b), p. 30.

Para operações consistentes e determinísticas em um ambiente de tempo real, as subrotinas das tarefas são programadas e despachadas como objetos encapsulados, os quais aceitam entradas e põem saídas estritamente sob o controle do programador. Por esta razão, todas as operações de entrada e saída são manipuladas diretamente pelo programador e a transferência de dados entre tarefas é executada via entrada “amostrada e segurada”. O programador é reentrante exceto para a secção crítica, a qual não deve ser interrompida. O programador pode ser chamado externamente por meio de um manipulador de interrupções (para aplicações de tempo real) ou por uma tarefa de *background* (para simulação).

F.1 - Subsistemas

O termo “subsistema” refere-se a entidades que são programadas e despachadas para execução pelo Programador. O termo “subsistema” e “tarefa” podem ser usados intercambiavelmente. Por definição, um subsistema é um programa objeto programado independentemente, consistindo de um trilha computacional simples, a qual aceita entradas e põe saídas sob o controle do Programador no tempo especificado pelo Programador e a qual pode sofrer preempção.

Os subsistemas são construídos pelo gerador automático de código (AutoCode) a partir de todos os SuperBlocos em um sistema que tenha os mesmos requisitos ou atributos computacionais de tempo (isto é, taxa de amostragem, desvio, requisitos de tempo, habilitado e gatilhados). Existem três tipos de subsistemas:

- *Subsistema periódico livre (free-running)*: o qual necessita ser executado repetidamente em uma frequência fixa.
- *Subsistema periódico habilitado (enabled)*: o qual necessita ser executado repetidamente, mas somente enquanto seu sinal de habilitação se mantiver ativo.
- *Subsistema gatilhado (triggered)*: o qual necessita ser executado enquanto e quando seu gatilhador for detectado.

Através desta discussão, o comportamento do Programador e de seus subsistemas é explanado em termos de interrupções ou interrupções do Programador. Estas interrupções são implementações independentes, envolvendo um temporizador de interrupções em *hardware*, uma chamada de acordar (*wakeup call*), ou algum outro método para invocar o Programador. A operação do código gerado é a mesma, independentemente de qual método utilizado para invocar o Programador é usado.

F.2 - Fluxo de Controle no Programa de Aplicação

No começo, o *software* de inicialização (parte do arquivo utilitário “stand-alone”) estabelece um tempo de ativamento das interrupções, linhas de tempo, filas de prioridades, e condições iniciais para os subsistemas preemptíveis, e o Gerenciador/Programador entra em um estado de prontidão.

Como ilustrado na Figura F.2, a entrada inicial é a rotina de *background*, a qual espera pela primeira interrupção ou outra ação de ativar (wakeup action). Quando a ativação é recebida, o manipulador de interrupção salva o contexto interrompido, se necessário, e passa o controle para o Gerenciador/Programador. O Programador checa as entradas externas e estabelece uma lista de subsistemas a serem despachados. Ele, então, põe algumas saídas externas e executa certos *housekeeping* antes de passar a lista de despachos para o Despachador.

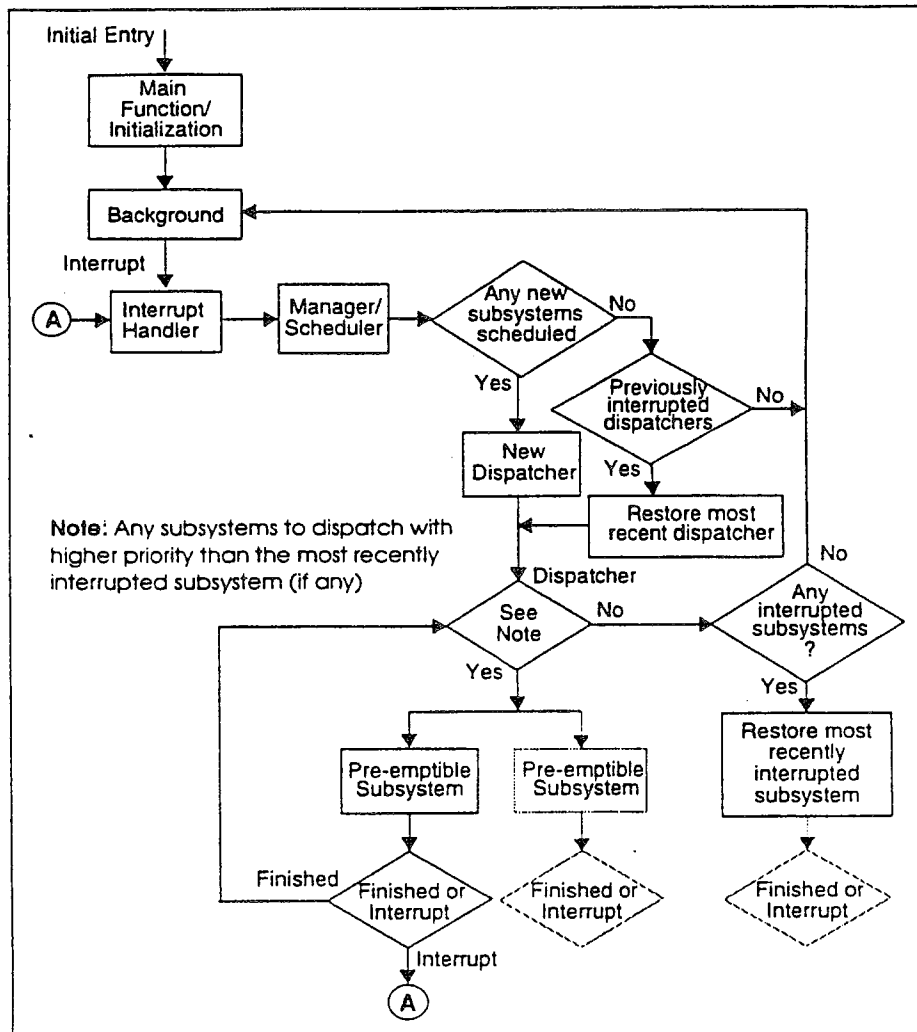


Fig. F.2 - Fluxo de Controle do Programa de Aplicação.
 FONTE: Integrated Systems Inc. (1994b), p. 32.

O Despachador é um pouco mais do que um grande comutador que passa o controle para o subsistema que tem a mais alta prioridade na lista de despachos. Ele sempre checa para ver se há algum subsistema previamente despachado, mas interrompido, com uma prioridade mais alta antes de despachar um subsistema

recentemente (ultimamente) programado de sua lista de despachos. Se existir, o subsistema mais recentemente interrompido (o qual deverá ser o de mais alta prioridade entre os subsistemas previamente interrompidos e os subsistemas recentemente (ultimamente) programados) é restaurado pelo manipulador de interrupções e concedido continuar.

Quando o subsistema termina, ele passa o controle de volta para o Despachador, o qual despacha e restaura o próximo subsistema de mais alta prioridade, e assim por diante. Se todos os subsistemas correntemente despachados e os subsistemas previamente interrompidos terminarem antes que uma nova interrupção temporizada seja recebida, o controle passa para o manipulador de interrupções, o qual novamente passa o controle para o Gerenciador/Programador, o qual se executa novamente.

No caso do código em ADA com tarefas representando subsistemas, o Despachador despacha simultaneamente todas as tarefas que estão prontas. As tarefas em ADA tem prioridades associadas com elas, as quais determinam a disponibilidade da CPU para cada tarefa.

Se o Gerenciador/Programador não tem nada para programar na próxima interrupção de tempo, o Programador passa o controle de volta para o manipulador de interrupções. O manipulador de interrupções, então, restaura o Despachador mais recente (se existir algum). Se restar algum subsistema que foi interrompido em parte de sua execução ou que ainda estão para serem despachados, o Despachador pega o subsistema de mais alta prioridade de seu grupo e leva-o para execução. Se não resta nenhum despachador ou subsistema, o controle retorna para a rotina de *background*."

APÊNDICE G

REENTRÂNCIA E PREEMPÇÃO: O DESPACHADOR

Descreveremos a seguir as características do *despachador* do programa de aplicações em tempo real, conforme descrito por Integrated Systems Inc. (1994b).

“O programa de aplicação gerado é interruptível exceto na seção crítica do Programador. O programador é automaticamente criado pelo AutoCode usando um arquivo gabarito/padrão, para prover as chamadas de entrada/saída, programação, manuseio de erros, e despacho de serviços a partir do programa de aplicação gerado. Todos os serviços exceto os de despacho dos subsistemas são executados na seção crítica. A seção crítica é mantida tão breve quanto possível; uma das várias razões para isto é permitir um tempo máximo para os subsistemas se executarem.

Os subsistemas operam sob diferentes restrições quando comparados àquelas do Programador de tempo-crítico. Um subsistema não pode se executar mais frequentemente do que o Programador se executa e, em muitos casos, ele rodará muito menos frequentemente. Entretanto, o subsistema pode requerer considerável tempo para cada passo de execução. Conseqüentemente, ele pode ser interrompido repetidamente pela execução do programador. Assim, o código do subsistema deve ser completamente interrompível. Ele deve ser capaz de ser interrompido pelo Programador e assim sofrer preempção por subsistemas de mais alta prioridade. Ele deve ser capaz de reiniciar de qualquer ponto em sua operação.

O único requisito de tempo do subsistema é que ele deve terminar sua execução antes do próximo tempo que ele é enfileirado para execução. Um subsistema estando pronto para rodar e simultaneamente não tendo terminado sua execução, define a condição chamada “subsistema com *overflow* de tempo”. Isto é um erro catastrófico em qualquer sistema que requer operações determinísticas.

O Programador pode adicionar subsistemas para a lista de despachos a qualquer ciclo de operação do Programador. Entretanto, o Despachador somente remove a subrotina da lista quando o subsistema tenha iniciado suas operações. Determinância e a operação adequada de um subsistema em preempção, ambas demandam que as entradas recebam uma operação de amostrar-e-segurar para um subsistema somente uma vez por execução, quando da primeira vez que foi enfileirado. Como resultado, uma segunda lista, a fila de prontos, é empregada para determinar quais subsistemas terão suas entradas amostradas e seguradas neste ciclo. A fila de prontos é limpa e ajustada pelo Programador de aplicações uma vez a todo ciclo menor.

Quando a fila de pronto é limpa, o Programador determina quais subsistemas serão enfileirados para despacho neste ciclo e colocam os subsistemas dentro da fila de prontos e da lista de despachos. Note que o Programador nunca remove um subsistema da lista de despachos; somente o Despachador tem esta incumbência.”

APÊNDICE H

SEQÜÊNCIA DE OPERAÇÕES DO PROGRAMADOR

A Figura H.1 ilustra a seqüência de operações do Programador de aplicações de tempo real, a qual é descrita a seguir e foi extraída de Integrated Systems Inc. (1994b). “O Programador é representado como um “diagrama de bolhas” (embora não seja estritamente uma máquina de estado finito), porque durante a fase de “despacho dos subsistemas” (Bolha 9 na Figura H.1), as operações podem ser interrompidas. Durante a secção crítica entretanto, (Bolhas 1-8), ele opera de forma a uma máquina de estado. Na discussão que se segue, o termo “Programador” é algumas vezes usado para se referir à secção crítica e o “Despachador” para se referir à secção interrompível.

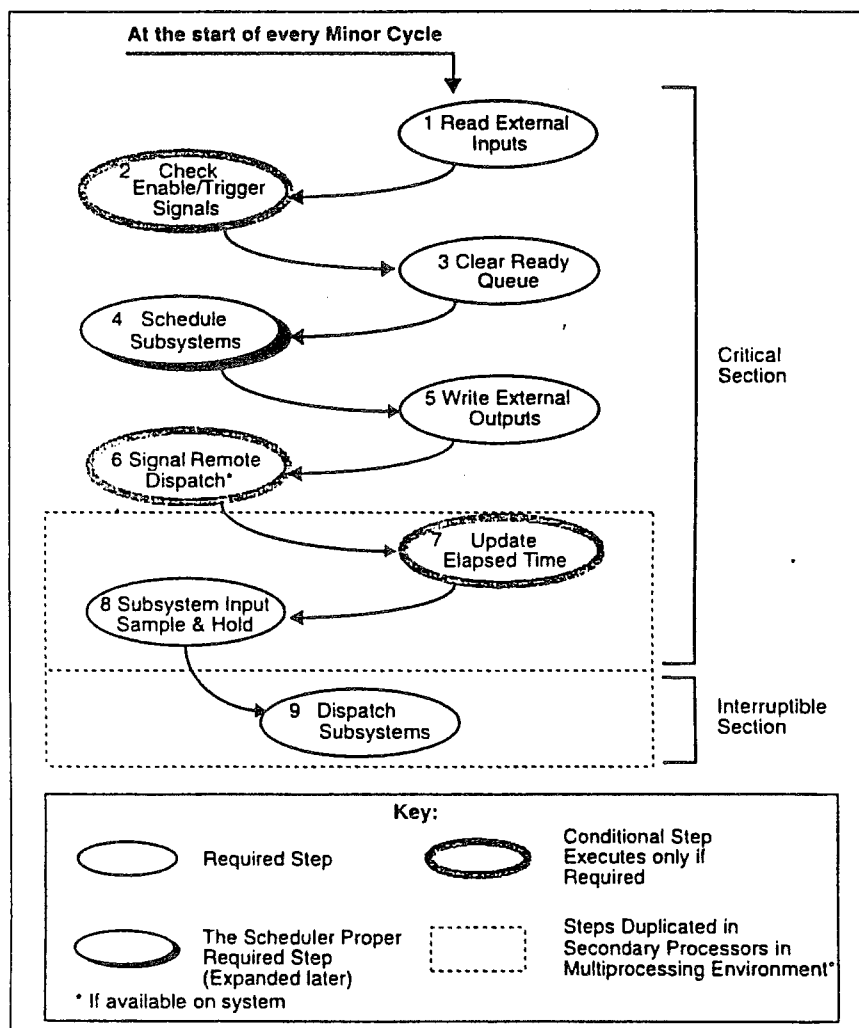


Fig. H.1 - Seqüência de operações do programador.
 FONTE: Integrated Systems Inc. (1994b).

Desde que os primeiros oito passos na operação do Programador são não-interruptíveis (passos críticos) é uma política da Integrated Systems, Inc. otimizar o código crítico para um desempenho máximo e para se executar na mesma quantidade de tempo em todos os ciclos. Isto minimiza as flutuações nas saídas e evita problemas de desempenho.

1. Lê as Entradas Externas

Bolha 1: Como primeiro passo na entrada ou reentrada, o Programador coleta as entradas externas do sistema assim elas podem ser usadas pelos subsistemas programados sem um atraso no menor ciclo. (Por definição, o tempo de menor ciclo da aplicação é o ciclo mínimo do Programador, um intervalo de tempo criado a partir das taxas de amostragens e requisitos de tempo de todos os SuperBlocos no sistema. O Programador se executa exatamente uma vez durante cada menor ciclo.)

2. Verifica os Gatilhos e Habilitações

Bolha 2: Na seqüência, o Programador se prepara para programar os subsistemas, primeiro determinando quais subsistemas gatilhados e habilitados estão elegíveis para se executar durante este menor ciclo. Este passo não é desempenhado para sistemas que não tenham subsistemas habilitados ou gatilhados. Para subsistemas habilitados, o Programador verifica o estado do subsistema: se o estado é bloqueado (i.e., pronto para executar mas esperando por um sinal de habilitação), o subsistema está pronto para executar; se o sinal de habilitação está fixado, o Programador enfileira-o para execução.

Entretanto se o subsistema está em um estado ocioso e o sinal de habilitação é verdadeiro, o Programador deve determinar se o tempo correto chegou para este subsistema se executar. Se ainda não está no tempo, o subsistema espera no estado ocioso até que seja seu tempo para se executar.

Para subsistemas gatilhados, se o sinal de gatilho é verdadeiro, o Programador verifica o estado do subsistema e procede apropriadamente para o tipo de subsistema. Neste estágio, é suficiente notar que quando o sinal de gatilho é recebido e o subsistema gatilhado está em um estado bloqueado esperando por um gatilho, o Programador enfileira-o para execução. Se o subsistema gatilhado está em um estado ocioso, o subsistema é também enfileirado para execução, mas suas saídas serão ou não colocadas dependendo do tipo do subsistema.

3. Limpa a Fila de Prontos

Bolha 3: Neste ponto, o Programador limpa a fila de prontos para todos os subsistemas. A fila de prontos é estabelecida pelo Programador na Bolha 4 e usada na Bolha 8 para determinar quais subsistemas devem ter suas entradas amostradas-e-seguradas atualizadas.

4. Programa os Subsistemas

Bolha 4: A seguir, o algoritmo de programação é executado. Para a programação de cada subsistema, o Programador verifica o tempo de *overflow* (quando um subsistema ainda está rodando mesmo que é o seu tempo para começar a rodar seu próximo ciclo; isto é, a duração de execução do subsistema se prolongou por um tempo maior do que seu ciclo de tempo). Para cada subsistema, o Programador também verifica todo o critério que determina se o subsistema está para ser despachado.

Estes critérios são:

- Periódico Livre (*free-running*)
- Habilitado
- Gatilhado
- Contínuo

5. Escreve as Saídas Externas e Sinaliza Despacho Remoto

Bolhas 5 & 6: O Programador chama a rotina de saída externa para colocar todas as saídas do subsistema a todo menor ciclo. Somente em implementações com multiprocessador, a lista de despachos e o sinal de despacho remoto são colocados para os processadores secundários (Bolha 6) para sinalizar a disponibilidade da lista de despachos e marcar o começo da execução do subsistema.

6. Atualiza o Tempo Transcorrido e “Amostra & Segura”

Bolhas 7 & 8: Em implementações em multiprocessadores, todo Programador de subsistema do processador secundário pode ou não necessitar desempenhar uma atualização do tempo transcorrido (Bolha 7), mas será requisitado desempenhar uma operação de “amostra e segura” na entrada do subsistema (onde o Programador lê as entradas e segura as saídas para uso pelo subsistema, Bolha 8) e um despacho do subsistema (Bolha 9). O Programador atualiza o contador de tempo transcorrido (Bolha 7), se requerido. Bolha 8: o Programador em cada processador consulta a fila de prontos para executar uma operação de amostrar-e-segurar nas entradas do subsistema para os subsistemas que tenha sido adicionados na lista de despachos. Por razões de determinância, os subsistemas restantes na lista de despachos de um ciclo anterior não terão suas entradas amostradas novamente. Este passo é o fim da secção crítica.

7. Despacha os Subsistemas

Bolha 9: O Despachador é reentrante e pode ser interrompido em qualquer ponto em suas operações. Este passo reentrante aceita a lista de despachos e enfileira as subrotinas para execução. Este passo também inclui a execução das subrotinas, as quais podem ser interrompidas/sofrer preempção a qualquer tempo.”