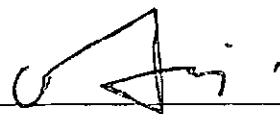


1. Publicação nº <i>INPE-4165-TDL/271</i>	2. Versão	3. Data <i>Maio 1987</i>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>PG/DMC</i>	Programa <i>FRH/CEA</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>TABELAS DE DECISÃO GERENCIAMENTO DE SOFTWARE CENTRO DE CONTROLE</i>			
7. C.D.U.: <i>521.3:629.7.076.6</i>			
8. Título <i>INPE-4165-TDL/271</i> <i>UM SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE SOFTWARE PARA O CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE DE SATÉLITES, BASEADO EM TABELAS DE DECISÃO, PARA UM CENTRO DE CONTROLE MULTIMISSION</i>		10. Páginas: <i>194</i>	11. Última página: <i>D.15</i>
9. Autoria <i>Paulo Giacomo Milani</i>		12. Revisada por <i>Décio Castilho Ceballos</i> <i>Décio Castilho Ceballos</i>	
Assinatura responsável <i>Paulo Giacomo Milani</i>		13. Autorizada por <i>Marco Antonio Raupp</i> <i>Marco Antonio Raupp</i> <i>Diretor Geral</i>	
14. Resumo/Notas <i>Propõe-se uma estrutura para o software de controle de missões espaciais, utilizando um conceito de gerenciamento baseado em Tabela de Decisão, convertida em sua Árvore de Decisão associada. Inicialmente, faz-se um estudo sobre Tabelas de Decisão e a sua correspondente com versão para Árvores de Decisão. Apresentam-se em seguida os módulos que compõem o sistema através de uma decomposição "top-down", com todas as entradas e saídas explicitadas no último nível da decomposição. A seguir, apresenta-se o gerenciamento baseado em Tabela de Decisão, o qual é de composto até o nível de suas rotinas componentes. A estrutura apresentada mostrou-se aplicável a centros de controle multimissão, com boas características de adaptabilidade a novas missões.</i>			
15. Observações <i>Dissertação de Mestrado em Ciência Espacial, aprovada em junho de 1986.</i>			

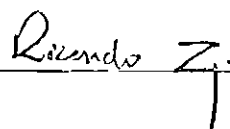
Aprovada pela Banca Examinadora
em cumprimento a requisito exigido
para a obtenção do Título de Mestre
em Ciência Espacial

Dr. Atair Rios Neto



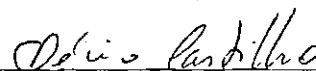
Presidente

Dr. Ricardo Corrêa de O. Martins



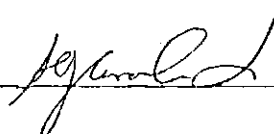
Orientador

Dr. Décio Castilho Ceballos



Co-Orientador

Dr. Sérgio Guimarães Cavalcanti



Membro da Banca
-convidado-

Dr. Tatuō Nakanishi



Membro da Banca

Candidato: Paulo Giacomio Milani

São José dos Campos, 24 de junho de 1986

Aos meus pais

AGRADECIMENTOS

Muitas foram as pessoas consultadas no decorrer da elaboração deste trabalho, às quais externo meus agradecimentos.

A todos do Departamento de Mecânica Espacial e Controle (DMC) do INPE, que direta ou indiretamente colaboraram em particular, aos colegas; Maureen T.R.F. Pereira, Sebastião E.C. Varoto, Valdemir Carrara, Valder M. Medeiros, Hélio K. Kuga, Roberto V.F. Lopes, Ricardo N. Paiva; ao Wilson Yamaguti do DCA. Ao Samuel Alves Pereira e Valcir Orlando do DMC, agradeço os frequentes esclarecimentos e auxílios prestados no decorrer deste trabalho.

ABSTRACT

A structure for the control of space missions is proposed utilizing a management concept based on Decision Table converted to its associated Decision Tree. A study is initially made on Decision Tables and its corresponding conversion to Decision Trees. The modules that compose the system are presented afterwards through a top-down decomposition, with every input and output made explicit at the last level of decomposition. Then the management structure (based on Decision Table) is presented down to the level of its component routines. The structure showed to be applicable to multimission control centers and presented good characteristics of adaptability to new missions.

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS	<i>xiii</i>
LISTA DE SÍMBOLOS	<i>xv</i>
<u>CAPÍTULO 1 - VISÃO GERAL DO PROBLEMA</u>	1
1.1 - Introdução	1
<u>CAPÍTULO 2 - ESTUDO TEÓRICO SOBRE TABELAS DE DECISÃO</u>	5
2.1 - Tabela de decisão	5
2.1.1 - As partes de uma tabela de decisão	5
2.1.2 - A tabela de decisão como uma função	8
2.1.3 - Redundâncias e ambiguidades	8
2.1.3.1 - Redundâncias	9
2.1.3.2 - Ambiguidades	10
2.1.4 - Probabilidade de ocorrência de uma regra	11
2.2 - Árvore de decisão (AD)	11
2.2.1 - Forma da AD	11
2.2.2 - Medidas em árvores de decisão	15
2.2.3 - Outras medidas	18
2.2.4 - Otimização	21
2.3 - Métodos de conversão	22
2.3.1 - Método de programação dinâmica	23
2.3.2 - Método de Branch and Bound	25
2.3.3 - Outros métodos	26
2.3.3.1 - Método de informação	26
2.3.3.2 - Método de árvores de jogos	27
2.3.3.3 - O algoritmo de Pollack e o de Shwayder	27
2.3.4 - Conclusão	30

	<u>Pág.</u>
<u>CAPÍTULO 3 - UM MODELO PARA O CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE</u>	31
3.1 - Estrutura proposta	32
3.1.1. - Descrição geral	32
3.2 - Decomposição detalhada	35
3.2.1. - Seleção e ordenação	36
3.2.2 - Pré-processamento	36
3.2.3 - Determinação de órbita	42
3.2.4 - Determinação de atitude	48
3.2.5 - Acompanhamento, análise e controle	55
3.3 - Considerações finais	61
<u>CAPÍTULO 4 - A ESTRUTURA BASEADA EM TABELAS DE DECISÃO</u>	65
4.1 - Introdução	65
4.2 - Características gerais	65
4.2.1 - Requisitos gerais	66
4.3 - Técnicas de comunicação entre processos	67
4.4 - O ambiente do SOM/GSOC	69
4.4.1 - Área de dados	70
4.4.2 - O roteador	71
4.4.3 - A tarefa de armazenamento e recuperação	71
4.4.4 - Manuseador de entrada/saída (Iohan)	72
4.4.5 - Tarefa de monitoração e controle (Taskmo)	72
4.4.6 - Tarefa de "Dump"	73
4.5 - O ambiente de controle de órbita e atitude	73
4.5.1 - Os processos	75
4.5.2 - Os arquivos intermediários e os fixos	76
4.5.3 - As filas de mensagens de arquivos de cada processo	77
4.5.4 - O escalonador de processos	78
4.5.4.1 - O arquivo de árvores de decisão	79
4.5.4.2 - O autômato interpretador	81
4.5.4.3 - O modelo compilado e o modelo interpretado	83

4.5.5 - O processo de seleção e ordenação	84
4.5.6 - O conjunto de rotinas de gerenciamento auxiliares	84
4.5.6.1 - Requisitos	85
4.5.6.2 - Descrição das rotinas	85
<u>CAPÍTULO 5 - ANÁLISES E COMENTÁRIOS</u>	91
5.1 - Características do sistema	91
5.2 - Problemas encontrados	93
5.3 - Melhorias futuras	98
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	103
APÊNDICE A - DESCRIÇÃO DAS ENTRADAS E SAÍDAS DOS MÓDULOS	
APÊNDICE B - DETALHAMENTO DAS ENTRADAS DOS MÓDULOS	
APÊNDICE C - CONJUNTO DE CONDIÇÕES PARA ATIVAÇÃO DO PROCESSOS	
APÊNDICE D - EXEMPLOS DE TABELAS DE DECISÃO	

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 - Subdivisão de uma tabela de decisão	5
2.2 - Tabela de decisão às ações que um esportista deve escolher quando ocorrerem algumas nas condições previstas	7
2.3 - A tabela de decisão como uma transformação	8
2.4 - Exemplo de redundâncias e ambiguidades	10
2.5 - Um exemplo de árvore de decisão (AD)	12
2.6 - Número de árvores de decisão possíveis (N) em função do número de condições (n)	12
2.7 - Árvore de decisão da função $x_2x_3 + x_1x_4$	14
2.8 - Árvores de decisão correspondentes à função $f = x_1x_3 + x_1x_2$.	15
2.9 - Exemplo de TD e correspondente AD	17
2.10 - Subproblemas possíveis para uma árvore de decisão com e condições	20
2.11 - Exemplo do algoritmo de Shwayder (1971)	29
3.1 - Estrutura geral	33
3.2 - Fluxo de dados processados	34
3.3 - Pré-processamento de dados de rastreo	38
3.4 - Pré-processamento de dados de telemetria	41
3.5 - Diagrama de fluxo de dados de órbita	49
3.6 - Diagrama de fluxo de dados de atitude	64
4.1 - Conceito de projeto do software do SOM	70
4.2 - Relação entre os ambientes do SOM e do SCOA	74
4.3 - As partes do escalonador de processos	78
4.4 - Exemplo de uma parte da tabela de entrada (de um único processo)	79
4.5 - Procedimento de obtenção do arquivo de AD	80
5.1 - Combinações da regras de uma TD	96
5.2 - Exemplo de tabela de decisão	97
5.3 - Exemplo de fluxo alternativo	99
5.4 - O sistema proposto como um sistema realimentado	100

LISTA DE SÍMBOLOS

TD	- Tabela de Decisão.
AD	- Árvore de Decisão.
TDEL	- Tabela de Decisão de Entrada Limitada.
TDEE	- Tabela de Decisão de Entrada Estendida.
m	- Número de valores que uma condição pode tomar.
h	- Custo de teste do pior caso de uma AD.
E	- Custo esperado de teste de uma AD.
α	- Custo de armazenamento de uma AD.
t_i	- Custo de teste.
s_i	- Custo de armazenamento.
$P(x_i=j)$	- Probabilidade de x_i tomar o valor j.
$a_f(x_i)$	- Atividade de uma variável.
$H(f)$	- Entropia de uma função f.
k	- Número de níveis de AD.
n	- Número de condições de uma AD.
$z(i)$	- Limitante inferior correspondente a cada variável da AD.
$H(x_i)$	- Ambiguidade removida ao ser testada a variável x_i .
$I(x_i)$	- Ambiguidade total da AD menos aquela correspondente à variável x_i .
GSOC	- German Spacecraft Operating Center.
SCOA	- Sistema de Controle de Órbita e Atitude.
E/S	- Entradas e saídas.
DFVLR	- Deutsch Forschung und Versuchsanstalt fuer Luft un Raumfahrt.
ANACO	- Acompanhamento, Análise e Controle de Missões Espaciais (INPE/DMC).

- SOM - Setor de Operações de Missão (INPE/DCA).
- SUPROC - Suporte ao Processamento (INPE/LCI).
- TM - Telemetria.
- TC - Telecomando.
- X_{30} - Azimute.
- Y_{30} - Elevação.
- DD:HH:SS - Tempo do quadro em dias, horas, minutos e segundos.
- C_0 - Medida de variação de alcance.
- MECB - Missão Espacial Completa Brasileira.
- DT_r' - Duas vezes o tempo de propagação da estação de rastreamento ao satélite.
- I_s - Identificação do satélite.
- I_t - Identificação da estação de rastreamento.
- N_{it} - Frequência de rastreamento.
- n - Indicador da taxa de amostragem.
- m - Número de observações de rastreamento.
- y - Vetor de observações (médio).
- x - Vetor de estado (médio).
- P - Dimensão do vetor x .
- n - Ruído no vetor de observações.
- $Q(x)$ - Soma dos quadrados dos ruídos de observação.
- W - Matriz de pesos.
- $P\Delta x_0$ - Covariância da estimativa a priori do desvio do estado \bar{x}_0 para o valor verdadeiro.
- \hat{x} - Vetor de estado estimado.
- F - Matriz das derivadas parciais da função $f(x)$ em relação a \bar{x} , avaliada em $\bar{x} = \bar{x}_0$.

\hat{x}_i	- Vetor de estado estimado na i -ésima iteração.
x_t	- Vetor de estado no tempo t .
$G(t)$	- Matriz dos coeficientes de ruído.
x_{t_0}	- Vetor de estado no tempo t_0 .
Y_{t_k}	- Vetor de observações no tempo t_k .
V_{t_k}	- Ruído gaussiano, de média zero, das observações.
$\Phi[t_{k+1}; t_k; x(t_k)]$	- Matriz de transição de estado de t_k a t_{k+1} .
w_{t_k}	- Ruído gaussiano, branco do processo e com média zero.
$M[t_k; \bar{x}(t_k)]$	- Matriz das derivadas parciais de $h(x(t_k), t_k)$ em relação a x .
v_k	- Ruído branco, de média zero das observações.
L	- Quantidade de movimento angular do satélite.
N	- Conjunto de torques atuantes em um satélite.
q_1, q_2, q_3, q_4	- Quatérnions da atitude.
W_x, W_y, W_z	- Rotações do corpo em torno de seus eixos.
N_x, N_y, N_z	- Torques externos ao corpo considerado.
$P(t)$	- Perturbações do modelo.
A_{zi}	- Azimute.
E_{li}	- Elevação.
CCM	- Centro de Controle Multimissão.
PCC	- Parâmetros de Controle de Configuração.
PCP	- Parâmetros de Controle de Processamento.
G	- Gramática livre de contexto.
V_n	- Conjunto dos símbolos não terminais.
V_t	- Conjunto dos símbolos terminais.
P	- Conjunto das produções da linguagem.
S	- Símbolo da raiz da árvore de derivação.

A_i	- Rótulo de um nó da árvore de derivação.
a	- Símbolo não-terminal.
C_i e \bar{C}_i	- Símbolos terminais.
RAM	- Random Access Memory.
DFD	- Diagrama de Fluxo de Dados.

CAPÍTULO 1

VISÃO GERAL DO PROBLEMA

1.1 - INTRODUÇÃO

Até a presente data o que tem acontecido na maioria dos Centros de Controle de Satélites é a subdivisão do software em duas linhas principais. A primeira corresponde aqueles softwares que se preocupam com o tratamento dos dados, em tempo real com o objetivo principal de rotear estes dados entre as várias aplicações. Pouco ou quase nenhum processamento é realizado com estes dados. A segunda linha corresponde aqueles que recebem esses mesmos dados e, através de uma análise bastante profunda de seu conteúdo, determinam o estado atual e as necessidades futuras dos satélites. Neste segundo caso, um processamento muito grande é realizado sobre os dados, e os requisitos de resposta em tempo real são mais difíceis de ser satisfeitos. O sistema a ser apresentado consiste num novo conceito em termos de gerenciamento de software para o controle de missões espaciais. Ele procura juntar em uma única estrutura conceitos específicos de cada uma das duas linhas apresentadas acima, com evidentes vantagens de adaptabilidade e custos de manutenção baixos.

Existem, basicamente, dois tipos de Centros de Controle de Satélites:

- centro de controle dedicado,
- centro de controle multimissão.

Os centros do primeiro tipo são os que apenas um único satélite é controlado; assim, todo o software é desenvolvido de uma forma bastante particular, voltada para as características da órbita e do hardware desse satélite. Este é o caso, por exemplo, do satélite IRAS (Infrared Astronomical Satellite). Já no caso multimissão pode-se ter, pelo menos, dois tipos de centros de controle:

- para diversos satélites do mesmo tipo,
- para diversos satélites de vários tipos.

Quando se têm vários satélites com idênticos requisitos de software, os dados dos vários satélites podem ser tratados simultaneamente. Modulariza-se o software de modo que os dados provenientes de dois ou mais satélites possam ser tratados concorrentemente através de multiprogramação. Este é o caso de centros de controle para satélites como o BRASILSAT, TELECOM, TDF1 e vários outros.

No caso de haver vários tipos de satélites, a estrutura do software deve levar em consideração que:

- . podem existir vários tipos de órbitas diferentes, cada uma das quais com requisitos diferentes de interação do centro de controle com o satélite;
- . as órbitas podem ser de altitudes diversas e, portanto, com diferentes períodos. Assim pode-se ter ou não a necessidade de interação prioritária com alguns dos satélites controlados;
- . cada satélite tem um hardware diferente e, portanto, é necessário um processamento dedicado dos dados de telemetria.

Segundo Janin (1979), os itens mostrados acima levam a requisitos muitas vezes contraditórios, como tempos de execução limitados, espaço de memória limitado, requisitos de manutenção baixos, entre outros, acarretando os seguintes problemas:

- . Se se deseja um software de dimensões reduzidas, altamente eficaz e dedicado, ele só terá aplicação a uma única missão, sendo muito custoso, senão impossível, adaptá-lo a novas missões.

- . Caso o software deva atender a uma gama muito grande de satélites, ele ocupará uma grande área de memória, o sistema de gerenciamento será proporcionalmente mais complicado, e o tempo de resposta (no caso de processamento em tempo real) será comprometido.
- . Com o aumento do número de missões suportadas, a inclusão de novos módulos de software acaba gerando um conjunto difícil de tratar, sendo muitas vezes redundante. Uma alternativa é a adaptação contínua dos programas já existentes, o que acarreta outros problemas. Deste modo, acaba-se por criar programas "mamute" que tendem a ser cada vez menos eficientes e confiáveis.

Neste trabalho, apresenta-se uma estrutura de gerenciamento de software de controle de órbita e atitude para um Centro de Controle Multimissão. Este sistema procura evitar alguns dos problemas citados acima, através de uma modularização do software e um controle centralizado do fluxo de dados e do sincronismo. Com isto fica facilitada a manutenção e atualização do conjunto, tornando-o facilmente adaptável a novas missões.

Esse sistema é constituído, entre outros, de um conjunto de módulos chamados processos, os quais realizam as funções de um Sistema de Controle de Órbita e Atitude. Cada um desses módulos deve ser o mais independente possível do satélite (e de sua órbita). O gerenciamento do fluxo de dados entre esses processos é realizado por um sistema baseado em Tabelas de Decisão. Finalmente, existe um conjunto de rotinas auxiliares que auxiliam o operador a gerenciar o sistema.

A vantagem desse sistema de gerenciamento reside no fato de que, ao adaptar o software para cada nova missão, só é necessário incluir os novos módulos na estrutura, se for o caso, e atualizar as Tabelas de Decisão para a nova situação. Um conversor de tabelas de decisão para árvores de decisão atualiza a estrutura de gerenciamento, ajustando o sistema.

No Capítulo 2, apresenta-se um estudo sobre tabelas de decisão e sua conversão para árvores de decisão. Mostram-se diferentes métodos e apresentam-se as vantagens e desvantagens de cada um.

O Capítulo 3 apresenta um modelo para o controle de órbita e atitude. Aí o sistema é decomposto em partes até o nível a ser controlado pelas tabelas de decisão. As entradas e saídas de cada módulo são apresentadas com mais detalhes nos Apêndices A e B. O Apêndice C apresenta as condições de entrada de cada processo.

No Capítulo 4 propõe-se a estrutura para o gerenciamento, com base em tabelas de decisão (ou árvores de decisão), detalhando cada uma das suas partes. O Apêndice D apresenta um exemplo de TD para o controle de três satélites diferentes.

Finalmente, no Capítulo 5 apresentam-se as conclusões sobre o trabalho desenvolvido.

CAPÍTULO 2

ESTUDO TEÓRICO SOBRE TABELAS DE DECISÃO

2.1 - TABELAS DE DECISÃO

A seguir, apresenta-se um estudo sobre as Tabelas de Decisão (TD) e as Árvores de Decisão (AD) com suas respectivas propriedades características. Apresentam-se diversos métodos de conversão de TD para AD.

2.1.1 - AS PARTES DE UMA TABELA DE DECISÃO

Uma Tabela de Decisão é uma ferramenta organizacional ou de programação para a representação de funções discretas (Moret, 1982). Assim, como foi colocado por Tausworthe (1979), sua forma é a apresentada na tabela da Figura 2.1. Como se pode ver, ela se divide em quatro partes principais: condições de entrada, ações, combinação das condições de entrada e ações a serem executadas.

CONDIÇÕES DE ENTRADA	COMBINAÇÃO DAS CONDIÇÕES DE ENTRADA
AÇÕES DE SAÍDA	AÇÕES A SEREM EXECUTADAS

Fig. 2.1 - Subdivisão de uma tabela de decisão.

As "condições de entrada" são todas as condições consideradas relevantes que devem ser testadas, nas quais devem se basear as decisões a serem tomadas.

As diversas "combinações das condições de entrada" dão-se o nome de regras. Cada regra é representada por uma coluna indicativa das condições a serem testadas. Para N condições de entrada e K estados possíveis de cada condição, têm-se $K^{**}(N)$ regras possíveis. Por exemplo para 3 condições de entrada e 2 estados possíveis (funções booleanas) tem-se um total de $2^{**}(3)=8$ regras possíveis.

As "ações de saída" da tabela, como o próprio nome diz, correspondem a todas as ações de saída que deverão ser tomadas, devido àquelas condições de entrada.

As "ações a serem executadas" correspondem às combinações das ações de saída que deverão ser executadas, caso uma dada combinação das condições de entrada ocorra. Esta parte da tabela corresponde a uma série de colunas (cada uma das quais é composta de uma ou mais ações de saída) associadas às regras de entrada.

Para esclarecer as explicações anteriores, toma-se o caso de um velejador que faz uma viagem de barco a vela (Figura 2.2). Ele deve ter 3 preocupações básicas: orientação, frio e cansaço. Em função destas condições ele realizará uma ou mais ações, conforme o indicado pela TD. Assim, pode-se interpretar, por exemplo, a terceira regra como: se o velejador estiver perdido, se ele não estiver com frio e não estiver cansado, então ele deverá olhar a bússola e atuar no leme.

Nota-se que a TD obedece a uma estrutura do tipo: IF algo, THEN faça alguma coisa, caso ELSE, faça outra coisa. A regra ELSE, aliás, não ficou evidente no exemplo dado. Ela deve ser considerada no caso das condições de entrada não se enquadrarem em nenhuma das 5 regras usadas (Figura 2.2).

Na Figura 2.2, a letra I colocada na regra 5 significa INDEFERENTE, ou seja, que não importa qual seja o valor daquela condição (com frio) que ela não influencia a ação a ser tomada. Na verdade, essa regra pode ser substituída por duas outras; uma para a condição que toma o valor SIM e outra para o valor NÃO, sendo mantidas as demais condições e ações da regra.

REGRAS →		1	2	3	4	5	ELSE
CONDIÇÕES	PERDIDO	N	N	S	S	S	
	COM FRIO	N	S	N	S	I	
	CANSADO	S	N	N	N	S	
AÇÕES	OLHAR BÚSSOLA			X	X		
	ARRIAR A VELA E IR DESCANSAR	X				X	
	COLOCAR AGASALHO		X		X		
	ATUAR NO LEME			X	X		
	IR PARA OUTRA TABELA						X

N = NÃO S = SIM I = INDEFERENTE

Fig. 2.2 - Tabela de decisão das ações que um esportista deve escolher quando ocorrerem algumas nas condições previstas.

Concluindo as explicações quanto à forma de uma TD, pode-se examiná-la sob o ponto de vista da entrada. Se é 0/1 ou S/N, então esta é uma Tabela de Decisão de Entrada Limitada (TDEL). Existem TDs que podem aceitar outros valores além do S/N (ou 0/1), valores estes que cobririam toda uma faixa de variação da variável. A esta tabela dá-se o nome de Tabela de Decisão de Entrada Estendida (TDEE). No entanto, toda TDEE pode ser reduzida a uma TDEL equivalente, e no decorrer deste trabalho, a não ser que mencionado ao contrário, todas as TDs serão do tipo TDEL.

2.1.2 - A TABELA DE DECISÃO COMO UMA FUNÇÃO

Explicada a sua forma, pode-se interpretá-la de acordo com o exemplo apresentado anteriormente. O velejador, entre outros problemas, quer saber que ação tomar em função da situação em que se encontra. Respeitadas as limitações do caso real, a Tabela 2.2 indica tudo que ele deve fazer. Pode-se, então, considerar a TD como uma caixa preta que realiza uma transformação nos dados de entrada, resultando nas ações de saída (Figura 2.3). Esta função, pelas características até agora vistas para as TDs, é discreta, podendo cada variável (condição de entrada) tomar exatamente m valores. No caso de TDEL, a função correspondente é a booleana e, então, $m=2$.

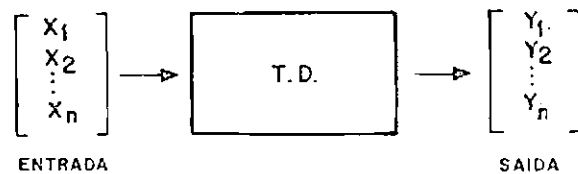


Fig. 2.3 - A tabela de decisão como uma transformação.

Como com as funções booleanas, as operações E (.), ou (+) e complementação (NÃO) representam o conjunto de operações aplicáveis. Deste modo, pode-se interpretar a regra número 4 da Figura 2.2 da seguinte forma:

Se acontecer do velejador estar

(PERDIDO) E (COM FRIO) E (NÃO-CANSADO),

então ele deve:

(OLHAR A BÚSSOLA)

(COLOCAR AGASALHO) E

(ATUAR NO LEME).

Se esta regra não for verdadeira, uma outra, OU uma terceira, OU uma quarta regra deverá ser. Assim, vê-se como estas operações são aplicadas na tabela. Este, no entanto, não é o único modo de interpretar esta tabela. Pode acontecer de o velejador estar

(PERDIDO) OU (COM FRIO) OU (NÃO-CANSADO),

devendo então realizar outras ações. Neste caso, como se pode notar, a função representada é diferente da anterior. Assim, têm-se dois tipos básicos de TD. As do tipo E (primeiro tipo) e as do tipo OU (último tipo).

Respeitando "De Morgan", podem-se inverter as operações (+) e (.) nas funções booleanas, o mesmo acontecendo para as TDs. Desse modo, apenas as TDs de um único tipo seriam suficientes para representar qualquer função. Assim, daqui para frente, todas TDs mencionadas são do tipo E,

2.1.3 - REDUNDÂNCIAS E AMBIGUIDADES

Como se sabe, uma função contínua $y = f(x)$ é definida se a cada elemento do conjunto x corresponde apenas 1 elemento do conjunto y . O mesmo acontece para uma função discreta. Como já foi visto, a TD é uma representação de uma função discreta e, por isto, sujeita às mesmas regras que regem o comportamento destas funções. Portanto, ambiguidades e redundâncias são duas características de uma TD que podem impedir que ela seja encarada como representativa de uma função.

2.1.3.1 - REDUNDÂNCIAS

Ao entrar numa TD, uma determinada combinação das condições de entrada levará a uma dada ação. Pode acontecer que esta mesma combinação das condições de entrada esteja embutida em uma outra regra e, assim, não se mostre evidente. Se esta segunda regra levar à mesma ação da primeira, dir-se-á que há redundância; neste caso, a TD deverá ser corrigida.

Novamente, interpretando a TD como a representação de uma função discreta, isto corresponderia a ter, para esta mesma função, duas vezes a mesma entrada x , ambas correspondentes a uma mesma saída y (Figura 2.4a).

No caso das aplicações que se têm em vista, torna-se necessária a inclusão de um procedimento para a eliminação das possíveis redundâncias, cuja implementação será explicada mais adiante, no Capítulo 4.

2.1.3.2 - AMBIGUIDADES

A ambiguidade acontece quando, ao entrar numa mesma TD, com um mesmo conjunto de condições de entrada, chega-se a duas regras iguais, mas com um conjunto de ações diferentes. Isto equivale a uma relação em que se entraria com um valor de x e se obteria dois valores para y . Mas isto não é função, é relação, o que foge à definição de TD.

Assim, prevê-se também a necessidade de um procedimento para a determinação de ambiguidade. Este novo procedimento será tratado junto com o de determinação de redundâncias (Figura 2.4b).

REGRAS CONDICÇÕES	1	2	3	4
C ₁	N	N	S	S
C ₂	N	I	N	N
C ₃	S	S	S	S
AÇÕES:	A ₁	A ₁	A ₂	A ₃

a b

Fig. 2.4 - Exemplo de redundâncias e ambiguidades.

2.1.4 - PROBABILIDADE DE OCORRÊNCIA DE UMA REGRA

Um modelo mais completo de TD deve incluir uma probabilidade de ocorrência para cada regra. Quando se tratar dos diversos métodos de conversão de TD para árvore de decisão, essa probabilidade será novamente considerada.

2.2 - ÁRVORE DE DECISÃO (AD)

É um algoritmo determinístico para a avaliação de uma função discreta. Este algoritmo baseia-se nos testes já realizados e em sua seqüência, de modo a minimizar um dado critério e evitar o teste redundante de uma mesma variável. De uma forma menos formal, a AD é que indica a ordem em que as condições da TD devem ser testadas, de modo que se encontrem as ações correspondentes, sendo que esta ordem respeita um dado critério.

2.2.1 - FORMA DA AD

A forma de uma AD pode ser vista na Figura 2.5. Ao avaliar cada variável (condição), se ela é 0 ou 1, toma-se o lado esquerdo ou direito da árvore, respectivamente. Prossegue-se desta maneira até atingir suas folhas, quando então ter-se-á avaliado a função para aquele conjunto de condições de entrada. O rótulo associado à folha dá o valor da função. Por exemplo, para o conjunto de condições de entrada (1,1,0,1,1), tem-se A4 para o valor da função.

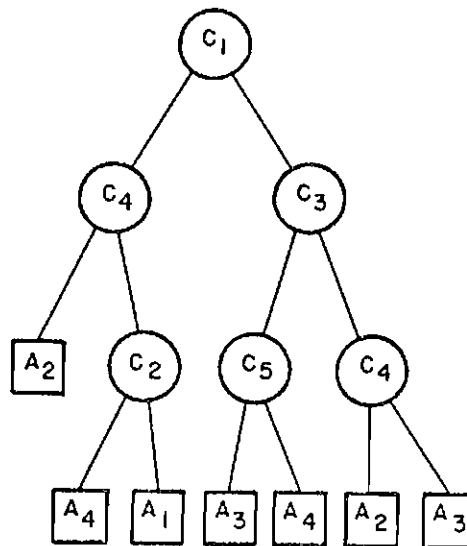


Fig. 2.5 - Um exemplo de árvore de decisão (AD).

Essa AD representa uma função. No entanto, muitas ou outras árvores poderiam representar esta mesma função. De fato, conforme cresce o número de condições de entrada n , o número de ADs possíveis cresce mais rápido do que 2^{2^n} . Esta quantidade pode chegar a ser até:

$$N_{AD} = \prod_{i=0}^{n-1} (n - i)^{2^i} \quad (2.1)$$

árvores distintas (isto para TD com todas as suas 2^n regras). Uma tabela com os 10 valores iniciais de n pode ser vista na Figura 2.6.

n	N	n	N
1	1	6	$1,65 \times 10^{13}$
2	2	7	$1,91 \times 10^{27}$
3	12	8	$2,91 \times 10^{65}$
4	576	9	$7,64 \times 10^{111}$
5	1658,880	10	$5,84 \times 10^{224}$

Fig. 2.6 - Número de árvores de decisão possíveis (N) em função do número de condições (n).

Esta figura mostra que, conforme aumenta o número de condições, o número de ADs possíveis cresce exponencialmente. Assim, ao procurar uma certa AD que satisfaça um dado critério, deve-se procurá-la dentro deste espaço amostral. Como se vê pela Figura 2.6, a partir da 6a. ou 7a. condição, qualquer método de procura do tipo "um por um" deixa de ser prático, mesmo usando computador. Assim, definiram-se medidas para árvores e tabelas de decisão, as quais auxiliam a escolha da AD desejada. Na Seção 2.2.2, apresentam-se medidas mais importantes para as aplicações tratadas neste trabalho.

Antes, porém deve-se observar o teorema da Expansão de Shannon, que diz: qualquer função booleana de n variáveis pode ser expressa em termos de duas funções de n-1 variáveis, por meio da seguinte expressão:

$$f(x_1, x_2, \dots, x_n) = \bar{x}_i f|_{x_i=0} + x_i f|_{x_i=1}, \quad (2.2)$$

onde:

$$f(x_i=m) = f(x_1, x_2, \dots, x_{i-1}, m, x_{i+1}, \dots, x_n). \quad (2.3)$$

Como exemplo, pode-se expandir a função:

$$f(x_1, x_2, x_3, x_4) = x_2 x_3 + x_1 x_4,$$

que resulta em:

$$\begin{aligned} & \bar{x}_2 [\bar{x}_1 \cdot 0 + x_1 (\bar{x}_4 \cdot 0 + x_4 \cdot 1)] + [\bar{x}_3 \cdot 0 + x_3 \cdot 1) + \\ & + x_1 (\bar{x}_3 (\bar{x}_4 \cdot 0 + x_4 \cdot 1) + x_3 \cdot 1)] , \end{aligned} \quad (2.4)$$

e corresponde à AD da Figura 2.7.

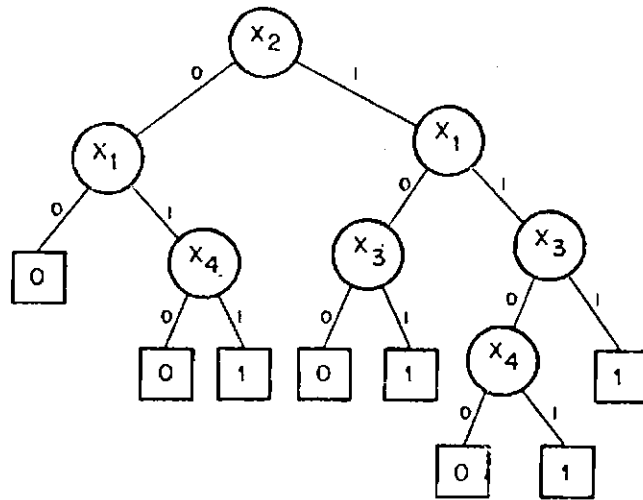
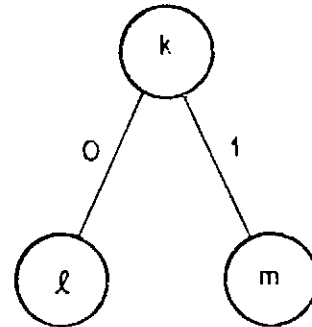


Fig. 2.7 - Árvore de decisão da função $x_2x_3 + x_1x_4$.

Se se percorrer a AD, considerando que à esquerda a variável do nó \bar{k} é sempre negada e à direita não o é, e que as operações representadas por um nó genérico, K, são:

$$\bar{k} \bar{l} + k m,$$



chega-se novamente à expressão obtida na Equação 2.4, que como já se viu é a mesma da Equação 2.3.

O importante a ressaltar em todas essas transformações (de função booleana para TD, de TD para AD e de AD para função booleana) é que todas elas são maneiras diferentes de representar as mesmas funções.

De todas as três formas, as ADs são as que mais se prestam para a programação, pois são imediatamente convertidas na forma:

IF ---- THEN ---- ELSE.

Assim, a transformação TD - AD é a que se será mais estudada neste trabalho.

2.2.2 - MEDIDAS EM ÁRVORES DE DECISÃO

Como se acaba de ver na seção anterior, para cada TD existe um grande número de ADs que podem ser geradas. Mas será que todas estas ADs são equivalentes ou igualmente desejáveis? A resposta é não, pois, apesar de representarem a mesma função, conforme a ordem em que sejam colocadas as variáveis, a AD resulta numa maior ou menor árvore. Não há necessidade de testar a mesma variável (condição) diversas vezes dentro da mesma árvore; por exemplo, pode-se comparar as duas ADs correspondentes a uma mesma função booleana: $f(x_1, x_2, x_3) = x_1x_3 + x_1x_2$ (Figura 2.8).

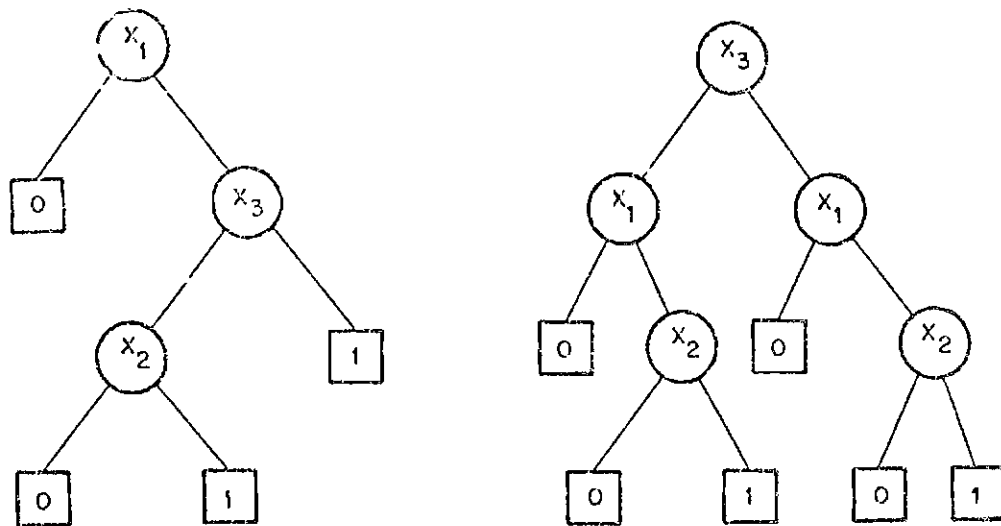


Fig. 2.8 - Árvores de decisão correspondentes à função $f = x_1x_3 + x_1x_2$.

Devido ao fato de haver testado primeiro x_3 na 2ª árvore da Figura 2.8, x_1 teve de ser testado em três ramos diferentes e x_2 em dois. O contrário acontece na primeira árvore, onde cada variável é testada apenas uma vez. Ressalta-se, então, a necessidade de medidas apropriadas que auxiliem a escolha da ordem das variáveis a serem testadas.

As seguintes medidas são definidas segundo Moret (1982).

- 1) O custo de teste do pior caso, h , \bar{h} é o do maior caminho na árvore. Quando os custos de teste são unitários, h reduz-se ao número de testes, ou seja, \bar{h} altura da árvore.
- 2) O custo esperado de teste, E , \bar{E} é o valor esperado do custo de teste do caminho, onde a probabilidade de um caminho é a soma das probabilidades de todas as combinações dos valores das variáveis que selecionam esse caminho. Quando todos os custos de teste são unitários, E se reduz ao número esperado de testes.
- 3) O custo de armazenamento da árvore é a soma dos custos de armazenamento dos nós internos de uma árvore. Quando todos os custos são unitários, o número de nós internos da árvore diminui.

Se a variável X_i , com custo de teste t_i e custo de armazenamento S_i , é testada na raiz de uma AD para a função $f(X_1, X_2, \dots, X_n)$, então os valores para as três medidas anteriores podem ser dados por:

$$h_{\min}(f) = t_i + \max \{ h_{\min}(f|_{X_i=0}), h_{\min}(f|_{X_i=1}) \},$$

$$\begin{aligned} E_{\min}(f) &= t_i + \sum_{j=0}^1 p(X_i=j) \cdot E_{\min}(f|_{X_i=j}) = \\ &= t_i + p(X_i=0) E_{\min}(f|_{X_i=0}) + p(X_i=1) E_{\min}(f|_{X_i=1}), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \alpha_{\min}(f) &= S_i + \sum_{j=0}^1 \alpha_{\min}(f|_{X_i=j}) = \\ &= S_i + \alpha_{\min}(f|_{X_i=0}) + \alpha_{\min}(f|_{X_i=1}), \end{aligned}$$

onde:

$P(X_i=j)$: denota a probabilidade de X_i tomar o valor j .

No caso de custos unitários, a única informação necessária para computar as três medidas anteriores é o número de folhas em cada nível da árvore. Uma ênupla (L_1, L_2, \dots, L_n) , com L_i = número de folhas na profundidade i , é chamada perfil de folhas.

Uma outra medida também de interesse é o número de nós. Cada nó de uma AD corresponde a um possível subproblema, portanto, o número de subproblemas possíveis corresponde ao número de nós da árvore. No nível k tem-se:

$$\binom{n}{k} 2^k \text{ nós.}$$

Então o número total de nós da árvore será dado por:

$$\sum_{k=0}^n \binom{n}{k} 2^k = 2^{n+1} - 1.$$

O exemplo apresentado na Figura 2.9 esclarece um pouco mais essas medidas.

Para a TD pode-se ter a AD da Figura 2.9.

	1	2	3	4	5	1	5
C ₁	0	0	1	1	1	1	2
C ₂	0	1	0	1	1	2	3
C ₃	1	0	1	0	1	4	5
A	0	0	1	1	1		
P	0,10	0,15	0,10	0,35	0,30		

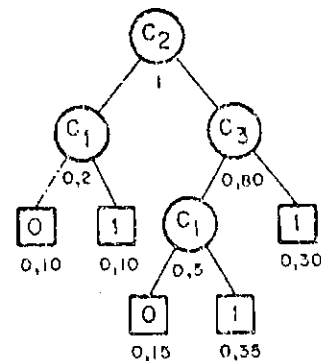


Fig. 2.9 - Exemplo de TD e correspondente AD.

As medidas da TD e da AD são dadas por:

1) Custo esperado de teste:

$$E = (0,10+0,10)(1+2)+(0,15+0,35)(2+4+1)+0,30(2+4) = 5,9.$$

2) Custo de armazenamento:

$$c_a = 2+3+5+2 = 12.$$

3) Custo de teste para o pior caso:

$$H = 2+4+1 = 7.$$

4) Número esperado de testes:

$$E(N) = 0,2 \times 2 + 0,5 \times 3 + 0,3 \times 2 = 2,5.$$

5) Perfil de folhas: (0,0,3,2).

6) Altura da árvore: 3.

7) Custo de teste da árvore: $2+3+5 = 10$.

8) Contagem do número de nós: 4.

2.2,3 - OUTRAS MEDIDAS

1) Limitante inferior (lower bound).

Segundo Moret (1982), um limitante inferior no custo esperado de teste pode ser obtido considerando o desenvolvimento de uma medida que possua duas propriedades básicas, ou seja, que:

a) seja mínima (igual a zero) quando a variável \bar{x} é redundante, e máxima (igual ao custo de teste da variável) quando a variável \bar{x} é indispensável;

b) seja compatível com a estrutura da árvore, isto é, se se denotar tal medida para a variável X_i por $af(x_i)$, para cada j diferente de i , ter-se-á:

$$a_f(x_i) = \sum_{k=0}^i p(x_j=k) \cdot a_f|_{x_j=k}(x_i).$$

Em seu trabalho de doutorado de 1980, o autor acima mostra que apenas uma medida satisfaz às duas condições: a atividade da variável, que é igual ao custo de teste da variável multiplicado pela probabilidade a priori de que ele será tratada. Uma outra definição possível é a empregada por Reinwald e Soland (1966), onde o limitante inferior pode ser definido como a soma do custo de teste da variável com as atividades das variáveis restantes.

2) Teoria da Informação.

Desenvolvida por Shannon (1948), essa teoria tem aplicações em inúmeros campos, principalmente em telecomunicações, na teoria de sinais. Em uma AD, a teoria da informação é usada para avaliar localmente o quanto da entropia se elimina ao testar uma dada variável. Segundo esse autor, em seu trabalho publicado em 1948, a entropia H para uma função f é dada por:

$$H(f) = - \sum_j p(f=j) \log_2 p(f=j),$$

onde: $J=0$ e 1 , para funções binárias, e

$p(f=j)$ = probabilidade de que f tome o valor j .

Ainda com respeito a medidas em AD, considere-se o grafo AND/OR da Figura 2.10. Alguns algoritmos são executados em cima de uma rede semelhante à desta figura. No caso desta figura, o grafo corresponde a todos os subproblemas possíveis para uma AD com 3 condições a serem testadas. Como algumas operações realizadas durante a conversão TD para AD são proporcionais ao número de nós (subproblemas) desse grafo, justifica-se inclusão da sua medida.

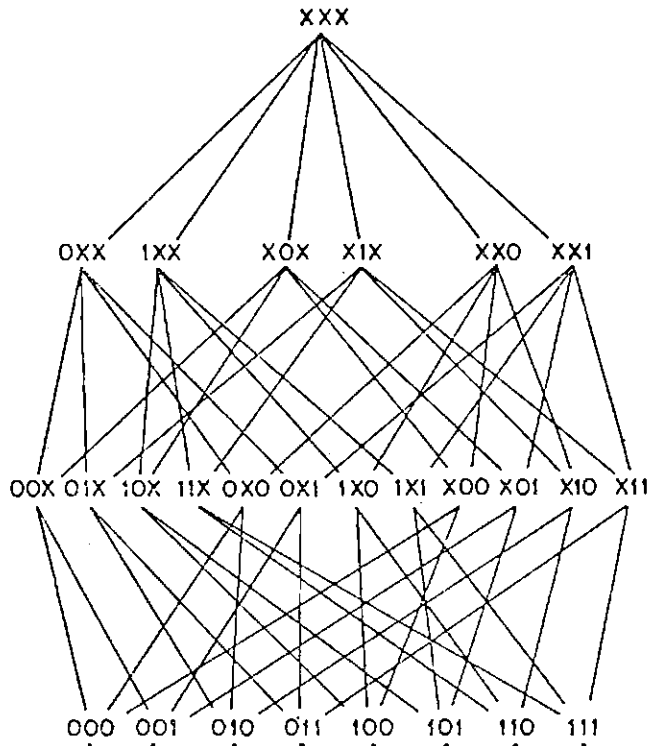


Fig. 2.10 - Subproblemas possíveis para uma árvore de decisão com 3 condições.

Cada $n\bar{o}$ corresponde a um subproblema possível. Considere-se o caso geral para uma árvore binária (i.e., onde as condições de entrada $s\bar{o}$ podem tomar os valores 0/1 ou SIM/NÃO com n variáveis, onde cada $n\bar{o}$ é rotulado por uma cadeia de n dígitos. Estes $n\bar{o}$ s podem ser arranjados em níveis $0, 1, \dots, k, \dots, n$, onde o nível k contém:

$$\binom{n}{k} 2^k \text{ n\bar{o}s ,}$$

os quais correspondem a todos implicantes⁽¹⁾ com k variáveis. O número total de $n\bar{o}$ s é dado por:

(¹) Chama-se "implicante" a um possível subproblema, que corresponde a um estado parcial de execução da AD. As medidas e a nomenclatura deste trecho são de Matelli e Montanari (1978). Os $n\bar{o}$ s marcados por 0-conectores são aqueles correspondentes a implicantes homogêneos, de acordo com a TD dada. Estes $n\bar{o}$ s correspondem àqueles implicantes onde a função básica da TD toma o mesmo valor, onde quer que seja definida. Em particular, todos os $n\bar{o}$ s da AD no nível n estão claramente marcados com 0-conectores.

$$\sum_{k=0}^n \binom{n}{k} 2^k = 3^n .$$

Pode-se ainda considerar o número de 2-conectores e 0-conectores, que correspondem a reduções do problema e marcam nós resolvidos, respectivamente. Como se pode ver pela Figura 2.8, tem-se um 2-conector de cada nó $X_{i_1}, X_{i_2}, \dots, X_{i_k}$ no nível K (para K variando de 0 a n-1) para todo par de nós $x_{i_1}, x_{i_2}, \dots, x_{i_{k+1}}$ e $x_{i_1}, x_{i_2}, \dots, x_{i_{k+1}}$ no nível k+1, com $x_{i_{k+1}}$ sendo a variável separadora (splitting variable) para o conector. Isto resulta em:

$$\sum_{k=0}^n (n-k) \binom{n}{k} 2^k = n \cdot 3^{n-1}$$

2-conectores possíveis.

2.2.4 - OTIMIZAÇÃO

Existem diversas medidas que podem ser aplicadas em AD, bem como diversos métodos que empregam estas medidas e procuram uma AD, dentre todas aquelas que podem ser geradas a partir de uma TD (ou uma função booleana), que satisfaça um determinado critério. Estes métodos são conhecidos como de transformação de TD para AD. Os critérios são de dois tipos:

- 1) minimização do custo esperado de teste;
- 2) minimização do custo de armazenamento.

Nos critérios do primeiro tipo enquadram-se as ADs, que, se forem percorridas com um dado conjunto qualquer de condições de entrada, resultam num número mínimo de testes esperados (e, portanto, um tempo menor) para obter a ação correspondente. Se a AD for transformada em programa, o que pode ser feito facilmente, este será o que rodará num menor tempo.

Já nos critérios do segundo tipo, as ADs geradas serão tais que requererão o menor espaço de armazenamento em memória, não se preocupando com o tempo de processamento. Em geral, uma AD é minimizada por um desses dois critérios.

Dada uma certa função booleana (ou TD), os custos de teste (ou de armazenamento) e as probabilidades de ocorrência de cada combinação das condições de entrada, existe uma única AD que minimiza um dado critério. Esta AD é chamada AD ótima. Assim, os algoritmos de conversão podem ser classificados:

- 1) nos que geram uma AD ótima;
- 2) nos que talvez gerem uma AD ótima.

Os do primeiro tipo são, geralmente, métodos que utilizam muito tempo de processamento e, atualmente, estão limitados a árvores com até 12 condições.

Os do segundo são, em geral, mais simples que os anteriores e podem se estender a praticamente qualquer quantidade de condições. Para um dado algoritmo de conversão, quanto melhor ele for (ou seja, quanto mais otimizada é a árvore resultante), tanto mais complexo será.

2.3 - MÉTODOS DE CONVERSÃO

Devido ao fato de esta aplicação ser para o controle de processamento de grande porte e o armazenamento desta implementação não ser um fator limitante, optou-se por métodos que procuram otimizar o tempo de processamento. Como características principais deste método a ser escolhido, destaca-se que ele deve ser:

- 1) o mais eficiente possível;
- 2) o menos complexo possível;
- 3) possível de utilização mesmo em tabelas de decisão muito grandes.

Foram estudados vários algoritmos. As suas características individuais são mostradas a seguir. Durante as explicações ressaltar-se-ão estas três características citadas. Os vários algoritmos podem ser classificados da seguinte forma:

- 1) programação dinâmica;
- 2) "brach and bound";
- 3) outros.

2.3.1 - MÉTODO DE PROGRAMAÇÃO DINÂMICA

A programação dinâmica é, sem dúvida alguma, o método mais eficiente para obtenção da AD ótima. Baseia-se na construção de subárvores ótimas sucessivamente maiores. Segundo Bayes (1973), constrói-se uma rede com $3^{**}(n)$ nós. Cada nó representa um estado parcial de execução, rotulado por uma cadeia de n dígitos. Estes dígitos indicam se, naquele ponto da rede, aquelas variáveis que eles representam já foram testadas ou não. No caso de já terem sido testadas, eles indicam se a resposta foi sim ou não. Em cima dessa rede, e a partir das folhas, calcula-se para cada nó uma probabilidade, um custo e associa-se a ele uma ação. Depois, a partir do topo, basta escolher em cada nó a variável que ao ser testada leva ao menor custo. Assim, escolhe-se na rede, dentre todas as ADs possíveis, aquela que leva ao menor custo esperado de teste.

Schumacher e Sevcik (1979) descobriram, independentemente, uma solução que utiliza a programação dinâmica. Eles, no entanto, generalizaram-na para tabelas de decisão de entrada estendida. O enfoque utilizado por estes autores é um pouco diferente do anterior. Ele procura maximizar um ganho, o qual é conseguido quando se deixa de testar uma mesma condição em dois nós diferentes, os quais levariam a uma mesma ação, necessariamente. Ao computar esse ganho para cada combinação possível, o que é feito no algoritmo, obtém-se um custo para subárvore. O custo de teste de cada árvore possível é o

custo total de teste da árvore menos o ganho obtido. Escolhe-se, então, dentre todas as árvores aquela que apresenta o menor custo final.

Ambos os métodos geram sempre, para uma mesma TD de entrada, a mesma AD ótima, portanto, são métodos ótimos. No entanto, como desvantagem pode-se citar a exigência de:

- 1) grande capacidade de memória;
- 2) uma carga de processamento também muito grande, conforme o tamanho da TD;
- 3) uma árvore completa, ou seja, a TD deve estar na sua forma expandida com todas as suas $2^{*(n)}$ regras;
- 4) uma estimativa das probabilidades de ocorrência de uma ação.

Com referência aos itens 1 e 2, como foi visto na parte relativa às medidas (Seção 2.2.2), o número de nós é $3^{*(n)}$. Para uma TD com 12 condições, precisar-se-ia de $3^{*(12)}=531.441$ posições na memória. A cada posição destas, deve-se associar um custo, uma ação e uma probabilidade. Se cada uma destas três medidas, além do próprio rótulo do nó, empregar uma palavra para o seu armazenamento, usar-se-ão, aproximadamente, 8Mbytes de memória no processo de geração da AD ótima. É claro que não é necessário usar uma palavra de 32 bits para cada medida, individualmente. As três medidas mais o rótulo poderiam ser guardados em duas, ou talvez apenas uma palavra. Ainda assim seria necessário da ordem de 2Mbytes de memória, o que não é desprezável.

Para essa mesma árvore, pode-se ainda considerar que cada variável pode estar em (2+1) estados possíveis: 0, 1 e (não-testada). Sabe-se que há $3^{*(n)}$ combinações possíveis; gerá-las das folhas até o nó do topo requer um número de passos igual a:

$$\sum (n-i) \binom{n}{k} k^{n-1} = n.k (k+1)^{n-1}$$

para $k = 2$, $n = 12 \Rightarrow$

$$2n 3^{n-1} = 4.251.528 \text{ passos.}$$

Se em cada um desses passos forem calculadas as três medidas citadas anteriormente, e isto levar um tempo da ordem de 1 milissegundo, isto irá consumir 1 h 10min 51s de processamento exclusivo do computador. No caso de lidar com programação ao nível de bits na máquina, algoritmos um pouco mais complexos terão de ser utilizados e possivelmente, um maior tempo será consumido.

2.3.2 - MÉTODO DE BRANCH AND BOUND

Este é um dos métodos clássicos de conversão de TD para AD (Reinwald and Soland, 1966). A estrutura deste algoritmo considera, inicialmente, todas as condições candidatas ao primeiro nó da árvore, e a seguir:

- 1) Para cada variável x_i da árvore, calcula-se um limitante inferior: $Z(i)$.
- 2) Escolhe-se a variável com o menor $Z(i)$.
- 3) A partir desta variável, dentre as variáveis restantes, considera-se um novo conjunto de condições candidatas que seguirão a primeira na ordem de teste.
- 4) Repete-se o passo 1 para todas as novas condições.
- 5) Escolhe-se, dentre todos os $Z(i)$ da árvore, aquele que seja menor. A sua variável correspondente será a próxima a ser expandida, como no item 3.
- 6) Prossegue-se assim, até que uma dessas árvores considere todas as variáveis e a AD seja obtida.

Esse método também leva à AD ótima, mas pode levar a uma busca exaustiva das árvores possíveis, o que acarretaria um custo computacional bem maior que o da programação dinâmica.

2.3.3 - OUTROS MÉTODOS

Diversos métodos foram considerados para que pudessem ser utilizados. Uma breve descrição de cada um é dada a seguir,

2.3.3.1 - MÉTODO DE INFORMAÇÃO

Dois métodos que empregam a teoria da informação foram estudados, O primeiro, desenvolvido por Hartman et alii (1982), e o outro por Shwayder (1971). O método considerado por Hartmann é visto aqui mais em detalhes; o de Shwayder lhe é semelhante.

O método de Hartmann não é um método ótimo, mas a "economia computacional" que apresenta garante que ele seja considerado. Em alguns casos ele pode levar à AD ótima. Baseia-se na função da entropia de uma função, dada pela expressão apresentada por Shannon (1948):

$$H(f) = - \sum_{j=0}^1 p(f=j) \cdot \log_2 p(f=j) .$$

A ambiguidade restante após ter sido testada a variável x_i é dada por $H(x_i)$. Assim, a ambiguidade removida para testar x_i é:

$$H(x_i) = \sum_{j=0}^{i_1} [p(x_i=j) H|_{x_i=j}], \quad I(x_i) = H - H(x_i) .$$

Fazendo isto para todas as variáveis e escolhendo a cada passo a variável com a maior relação $I(x_i)/t_i$ (t_i : custo de teste da variável i), chega-se à AD desejada.

Como vantagens, da teoria da informação podem-se citar o fato de:

- ser um método simples;
- envolver um esforço computacional bem menor que a programação dinâmica;
- levar a árvores subótimas, e às vezes ótimas.

Como desvantagens, cita-se:

- existe a necessidade de a TD estar em sua forma expandida. Na forma com indiferenças na TD, o algoritmo passa a ser mais complexo e deixa de ser recomendado pelo próprio Hartmann. No caso do método de Shwayder, a AD resultante não testa completamente a regra ELSE.

2.3.3.2 - MÉTODO DE ÁRVORES DE JOGOS

Martelli e Montanari (1978) mostram um algoritmo que se apresenta como uma das implementações mais interessantes e promissoras. Ele se baseia em uma heurística de árvore de jogos que guia a procura da sequência de testes, assim como a programação dinâmica, reconhecendo subproblemas idênticos. Uma estimativa c é calculada, e a cada passo é associada aos nós visitados. Conforme a qualidade desta estimativa, visita-se ou não outros nós da árvore, aumentando ou não o espaço de procura. Desta maneira, a procura é guiada do nó do topo para as folhas, ganhando-se muito em esforço computacional.

2.3.3.3 - O ALGORITMO DE POLLACK E O DE SHWAYDER

Segundo Pooch (1974), Montalbano, em 1962, foi o primeiro a dividir técnicas para a obtenção de programas de computador, com o fim de otimizar requerimentos de espaço de armazenamento e tempo de execução. Dois métodos foram desenvolvidos por Montalbano. O primeiro procura realizar, logo que possível, aqueles testes que isolam uma regra mais rapidamente. Este método é eficiente com respeito a necessidades de armazenamento. Já o segundo, que é mais eficiente com respeito ao tempo médio de processamento, procura retardar o mais possível os testes que isolam uma regra.

Egler (1963) também desenvolveu um método que procurava otimizar uma seqüência de testes, mas o seu método era pouco rigoroso apesar de servir para árvores de qualquer tamanho e complexidade.

Os dois trabalhos de Montalbano serviram de base para Pollack, que também desenvolveu dois algoritmos. O primeiro para converter uma TD em AD de modo a usar um mínimo espaço de memória, e o segundo para minimizar o tempo de processamento médio do programa resultante da AD. Estes algoritmos automaticamente consideram a regra ELSE e isolam qualquer regra redundante ou contraditória.

Um outro algoritmo de Shwayder baseia-se no mesmo princípio utilizado pelo método "Branch and Bound", mas só realiza otimizações locais. Basicamente, a partir da TD, conta-se o número de 1s e 0s em cada coluna; com isto, calcula-se um Custo Ponderado de Traços (CPT) que é o produto dessa contagem pela freqüência esperada de cada regra. A condição com o menor CPT dividirá a tabela em duas: uma subtabela para os uns (1) daquela condição, e uma outra subtabela para os zeros (0). Esta mesma regra é aplicada em cada subtabela resultante até que se isolem todas as condições.

Esse algoritmo, melhorado por Shwayder (1971) é apresentado a seguir:

- 1) Somar o número de zeros ou uns em cada coluna.
- 2) Dividir este número pela freqüência da regra. O resultado é o peso da coluna.
- 3) Somar para cada condição, os pesos das colunas para as regras onde zero ou um ocorre. O resultado é o "peso da linha".
- 4) Selecionar a regra que tiver o maior "peso da linha". Se houver empate, selecionar qualquer uma das duas.

Dentre todos os métodos até então apresentados, este apresenta como vantagens o teste completo da regra ELSE e a aceitação de TDs não-exaustivas (incompletas).

Um exemplo da aplicação desse algoritmo pode ser visto na Figura 2.11.

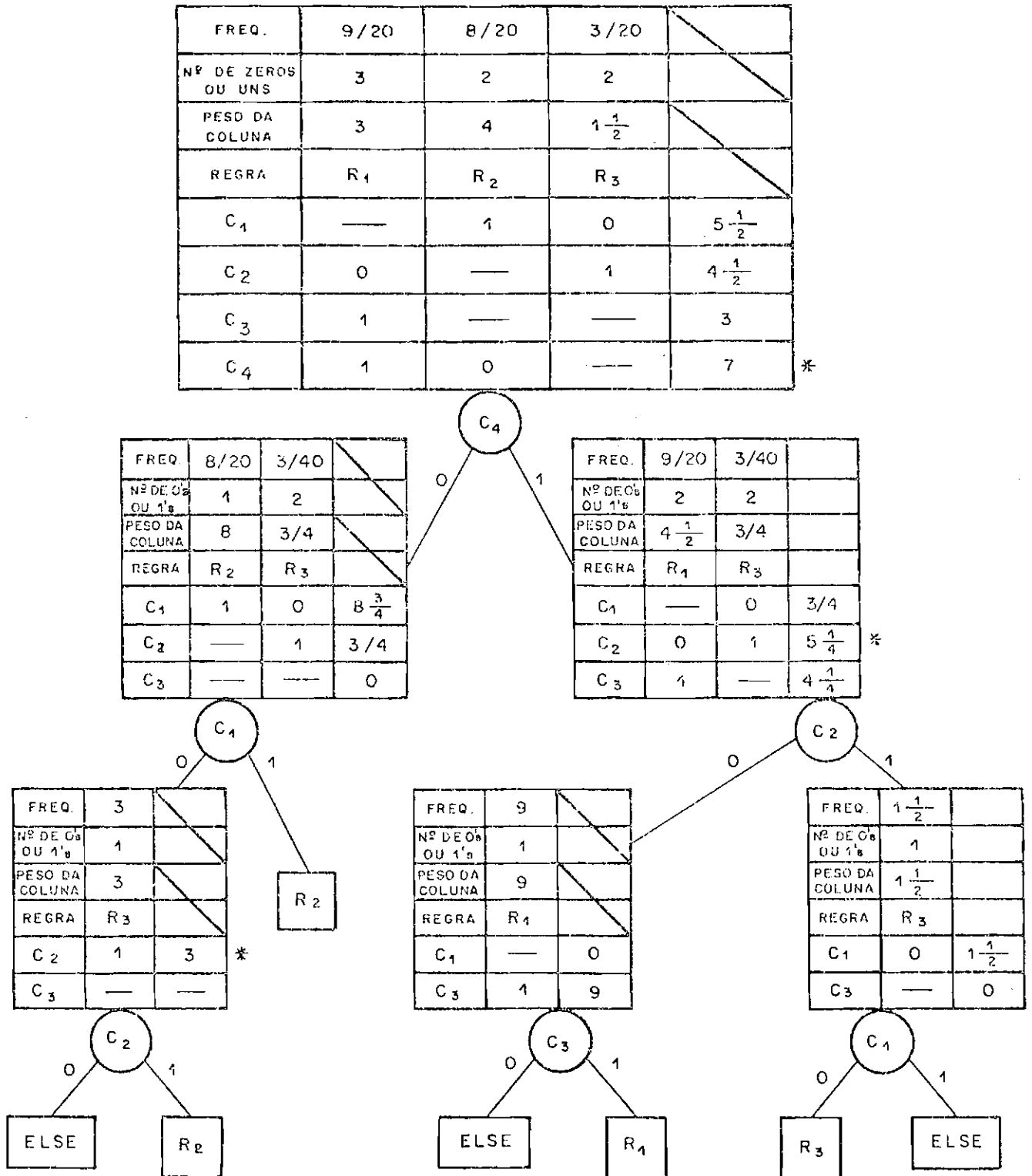


Fig. 2.11 - Exemplo do algoritmo de Shwayder (1971).

2.4 - CONCLUSÃO

Existem diferentes métodos de conversão de TD para AD, e alguns deles foram aqui apresentados. Existem métodos que levam sempre a ADs ótimas, mas em compensação o seu custo computacional é elevado e proibitivo para um número de condições maior do que 12. Já os métodos subótimos podem, algumas vezes, obter ADs ótimas, mas à medida que o número de condições cresce, é cada vez menos provável a sua obtenção. Nota-se, então, a necessidade do desenvolvimento de novos métodos de conversão, de modo a melhorar o desempenho de sistemas como o proposto. Como o problema é de difícil solução, possivelmente os métodos estocásticos possam ser mais eficientes, em particular o método recursivo, o qual avalia a cada iteração qual a alternativa mais provável, mesmo com uma visita a poucos nós da rede.

Dentre todos os métodos apresentados, um é escolhido para utilização no sistema de gerenciamento proposto. Esta escolha é feita de acordo com os requisitos apresentados no Capítulo 4.

CAPÍTULO 3

UM MODELO PARA O CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE

Procede-se neste capítulo ao levantamento de um conjunto típico de programas que possa dar suporte aos três satélites propostos. Isto é feito para que seja possível levantar as necessidades de um Sistema de Controle de Órbita e Atitude (SCOA) de satélites em termos de roteamento de dados e de sincronismo entre processos. Cada programa é apresentado através de suas entradas e saídas (Apêndice A e B) e funções desempenhadas (abordadas neste capítulo). Além disto, sempre que possível, procura-se mostrar o método segundo o qual determinado programa foi elaborado, de modo a garantir que seja adequado à aplicação para a qual o programa foi desenvolvido.

Na Seção 3.1 é proposto um esquema global de um Sistema de Controle de Órbita e Atitude de Satélites de um Centro de Controle Multimissão, baseado nas especificações do INPE (1984), em DFVRL (1983), em Ceballos (1982), e em Wertz (1978).

Na Seção 3.1.1 subdivide-se este sistema em módulos, no qual se ressaltam os programas e arquivos utilizados nas missões escolhidas como exemplo. Esta seção é completada pelos Apêndices A e B.

O Apêndice A apresenta um conjunto das entradas e saídas de cada módulo. O Apêndice B detalha estas E/S do mesmo modo como seria feito em um dicionário de dados preliminar.

O Apêndice C apresenta um conjunto de condições a serem usadas na TD para o controle do fluxo de dados e do sincronismo no sistema.

3.1 - ESTRUTURA PROPOSTA

Devido às características gerais do sistema, que serão apresentadas no Capítulo 4, existe um nível ótimo de sua decomposição. Assim, deve-se decompor o Sistema de Controle de Órbita e Atitude em módulos que sejam o mais independente possível do método utilizado, do tipo do satélite, do tipo das medidas e das dimensões destas últimas. Quando este não for o caso, mais de um módulo deve ser incluído na estrutura para que todas as funções do sistema sejam cobertas.

3.1.1 - DESCRIÇÃO GERAL

A estrutura proposta para o Sistema de Controle de Órbita e Atitude pode ser vista na Figura 3.1. Observa-se que a estrutura pode ser decomposta em partes separadas por suas funções distintas, a saber:

- . seleção e ordenação;
- . processamento de órbita;
- . processamento de atitude;
- . acompanhamento, análise e controle.

Um conjunto de terminais, uma unidade de fita e uma impressora são usados pelos operadores para entrada ou saída de dados e para sua análise. Estas funções são suportadas pelo próprio sistema operacional da máquina onde o software for residente.

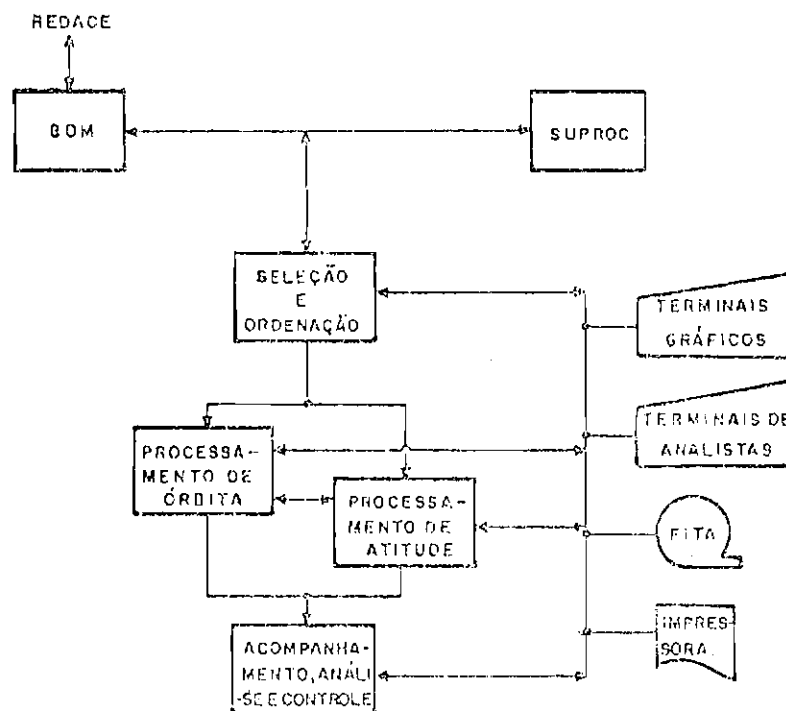


Fig. 3.1 - Estrutura geral.

Cada um dos módulos citados pode ser decomposto em outros, de modo que as funções desempenhadas em cada um deles fiquem mais explícitas. A sua decomposição poderia prosseguir, ainda, por vários níveis. Procurou-se encontrar um nível de decomposição que permitisse o seu gerenciamento de uma forma compatível com a estrutura apresentada no Capítulo 4. Na Figura 3.2 o processamento de atitude pode ser decomposto em quatro partes principais:

- 1) pré-processamento de atitude;
- 2) determinação de atitude/preliminar;
- 3) determinação de atitude/filtro de Kalman;
- 4) determinação de atitude/mínimos quadrados.

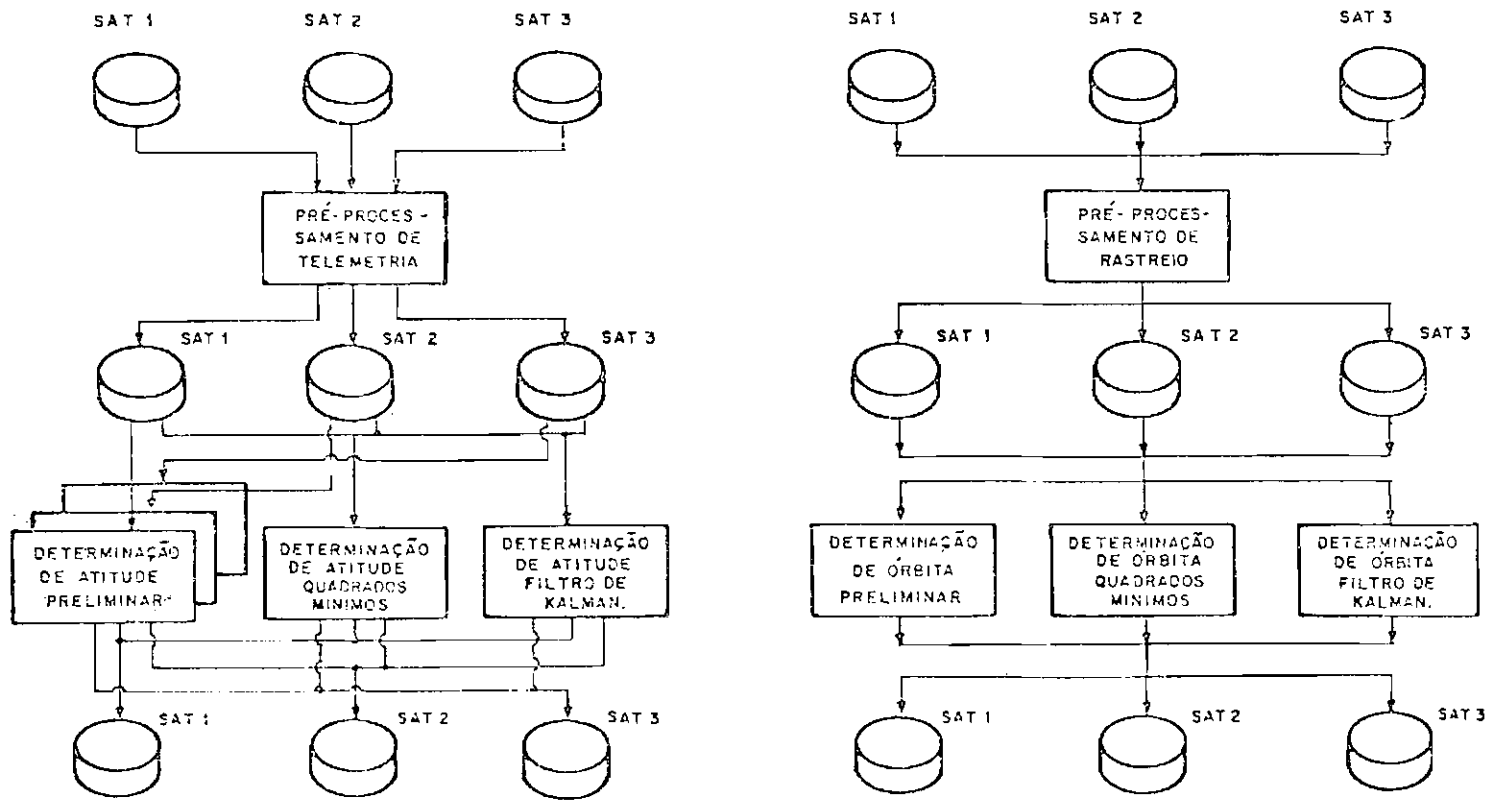


Fig. 3.2 - Fluxo de dados processados.

Do mesmo modo, o processamento de órbita é dividido em partes semelhantes ao da atitude. Neste caso, o pré-processamento é dedicado a cada satélite, como em DFVLR (1983).

A determinação de atitude foi decomposta em dois módulos principais: estimação por filtro estendido de Kalman e por quadrados mínimos. A determinação de órbita também é decomposta em módulos equivalentes. A troca de dados entre estes dois subsistemas é representada através de uma área compartilhada, área esta que contém, entre outros, as órbitas e atitudes propagadas e estimadas.

Em seguida apresenta-se o subsistema de Acompanhamento, Análise e Controle, o qual utiliza as órbitas e atitudes estimadas. Em função desta últimas, ele, entre outras funções, propaga a órbita e a atitude de modo a ter ambas disponíveis (para validação dos dados no pré-processamento, e como elementos iniciais para a estimação da órbita e atitude da próxima observação).

O fluxo dos dados entre os vários módulos é uma função das tarefas realizadas em cada um deles. Estas tarefas são apresentadas no próximo nível de decomposição, com a subdivisão dos módulos em termos de funções executadas por eles. O fluxo de dados pode ser visto nas Figuras 3.5 e 3.6 que apresentam cada um dos subsistemas, individualmente, e, em mais detalhes, no fim deste capítulo. Na subdivisão dos módulos, a ênfase não será dada aos algoritmos em si, mas à sua subdivisão numa forma compatível com o sistema de gerenciamento proposto.

3.2 - DECOMPOSIÇÃO DETALHADA

Nesta seção são apresentados os módulos da Figura 3.1 de forma mais detalhada. Cada um daqueles módulos é subdividido em outros até um nível em que:

- cada módulo processe um conjunto de dados de cada vez;
- cada execução de um processo ocorra de forma a não depender de outros processos para que possa terminar;
- possibilite ao módulo ser o mais independente possível do tipo do satélite.

3.2.1 - SELEÇÃO E ORDENAÇÃO

O subsistema de Seleção e Ordenação é, dentre todos, o mais simples. É considerado a parte devido à natureza de sua operação. É composto por um único programa, o qual é responsável pela interface com o software de tempo real (SOM), recebendo os quadros de telemetria e de rastreamento. Estes quadros são separados por tipo, de telemetria ou rastreamento, e depois ordenados por ordem de tempo associado ao quadro. Esses quadros são então armazenados em arquivos de dados de acesso aleatório, sendo que existe um arquivo destes para cada satélite e para cada tipo de dado (telemetria ou rastreamento). A cada arquivo completado, este módulo sinaliza para o sistema de gerenciamento.

3.2.2 - PRÉ-PROCESSAMENTO

O pré-processamento consiste em processamentos repetitivos, que podem ser realizados com ou sem restrições de tempo. Segundo Orlando (1983) as seguintes funções são realizadas:

- associação de tempos aos dados;
- inserção de indicadores de qualidade;
- calibração;
- compressão;
- conversão dos dados para as formas compatíveis com o processamento;
- validação dos dados;

- correção de dados inválidos;
- correção dos tempos associados pela estação rastreadora;
- suavização e filtragem;
- verificação escalar.

A seguir apresentam-se uma descrição resumida de como são realizadas algumas dessas funções e os módulos responsáveis pela sua execução.

Quanto ao pré-processamento, a Figura 3.3, é um detalhamento da Figura 3.2. Os dados vindos através do Setor de Operações de Missão devem estar numa forma já padronizada e separados em dois grupos diferentes: o de dados de telemetria e o de rastreo (DFVLR, 1983). Todos os dois grupos de dados são fornecidos para o pré-processamento na forma de quadros, cada um dos quais com um tempo associado. Este tempo associado é aquele colocado na estação de rastreo e deve ser corrigido para o tempo de satélite. Para entrada no pré-processamento, os quadros de dados devem estar organizados por ordem de tempo associado.

Os quadros de telemetria são organizados não só por ordem de tempo, mas também por satélites. Assim, existe um arquivo de quadros de telemetria, ordenados no tempo, para cada um dos três satélites. Cada um destes arquivos é enviado ao módulo de pré-processamento de dados de telemetria de cada satélite, pois como foi citado anteriormente, este módulo é dedicado. A forma de cada um destes quadros é padronizada. Qualquer mudança na forma destes últimos implica uma mudança no módulo responsável pelo seu processamento.

Existem dois tipos de pré-processamento de dados diferentes, um é chamado métrico e o outro, polinomial (Wagner and Velez, 1972). Na primeira opção procede-se a um ajuste de polinômios de pequena ordem para determinados segmentos dos dados brutos. Assim, eliminam-se pontos que estejam muito distantes do polinômio selecionado por um

fator, usualmente, três vezes maior do que o desvio padrão daquele segmento. O ajuste de curva polinomial também é usado como um método de alisamento e compressão de dados pela reposição de uma série de medidas por pontos interpolados através do polinômio. Este tipo de pré-processamento pode introduzir erros de polarização e correlação nos dados; portanto, deve-se cuidar para que estes efeitos sejam minimizados.

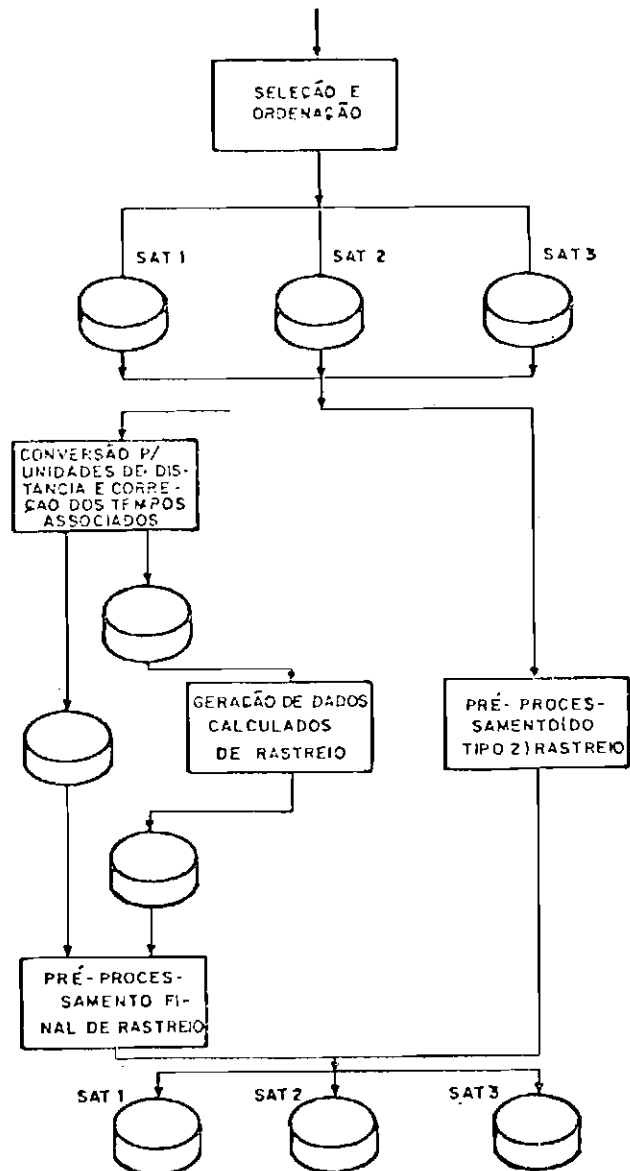


Fig. 3.3 - Pré-processamento de dados de rastreo.

O outro método é o pré-processamento polinomial. Neste caso, procura-se tratar os dados de modo que eles preservem ao máximo a informação. Utilizando a órbita calculada no Centro de Controle, são feitas calibrações para eliminar erros conhecidos de instrumentação e conversão de unidades. A compressão de dados neste modo é realizada através da seleção de cada enésimo ponto, sendo n especificado pelo usuário.

Geralmente, um quadro de rastreamento típico é composto dos seguintes elementos (Capellari and Velez, 1976):

$$Q = (X30, DTr', Co, DD:HH:MM:SS, DTr', Co, \\ Y30, DTr', Co, Is, NIt, n, DTr', Co),$$

onde

X30 : Az; Azimute,

Y30 : Elevação,

DD:HH:MM:SS é o tempo do quadro,

Co: medida de variação de alcance,

Dtr': duas vezes o tempo de propagação da estação ao satélite,

Is: identificação do satélite,

It: identificação da estação de rastreamento,

NIt: frequência de rastreamento,

n: indicador da taxa de amostragem.

Alguns quadros, dependendo da missão, podem ter um maior número de medidas de rastreamento. No exemplo dado são apenas quatro.

Um quadro de telemetria é diferente do de rastreamento, visto que cada satélite tem o seu próprio. Por enquanto pode-se afirmar

que praticamente não existe um padrão para este tipo de quadro. Isto porque ele depende da multiplexação, a bordo, dos sinais dos diversos equipamentos e sensores e, portanto, depende do hardware de cada satélite. Um exemplo de um quadro de telemetria para um satélite com dois experimentos em realização e com sensores estelar, solar e magnético, é dado por Wertz (1978, p. 294).

Assim, como pode ser visto pela Figura 3.4, existem dois tipos de pré-processamento de telemetria propostos. No primeiro tipo há uma correção dos tempos associados aos dados e, após isto, uma geração de dados calculados, os quais são função dos tempos corrigidos. As saídas destes dois módulos são a entrada para o módulo seguinte, que, além de terminar o pré-processamento, valida os dados recebidos através de sua comparação com os calculados. No do segundo tipo, é feito um alisamento dos dados através de um ajuste do tipo métrico.

No caso dos dados de rastreamento (Figura 3.3), o processamento é bastante semelhante ao de telemetria. No pré-processamento do primeiro tipo, os dados são primeiramente convertidos em unidades de engenharia e, em função da distância do satélite à estação que é obtida através da própria medida de rastreamento, corrigem-se os tempos associados. Então, de maneira semelhante ao dos dados de telemetria, geram-se os dados calculados a ser usados na validação daqueles recebidos. A seguir, o pré-processamento prossegue, havendo alisamento, compressão, correção para erros de refração atmosférica etc.

Nos dois casos acima, os módulos de pré-processamento necessitam dos dados de órbita propagada para corrigir os tempos associados aos dados (Figuras 3.5 e 3.6); para tanto, existe a necessidade de dois tipos de operações diferentes:

- a) Quando o pré-processamento é do primeiro tipo, a órbita propagada corresponde exatamente aos instantes dos dados recebidos do satélite. Neste ponto é feita uma validação destes dados, além da utilização da órbita propagada no pré-processamento para a geração dos dados simulados.

b) No pré-processamento do segundo tipo, a órbita propagada é realimentada para os instantes da próxima passagem sobre a estação de rastreamento. Quando os dados reais são recebidos, o processo toma os dados propagados correspondentes e, através do cálculo da distância da estação ao satélite, corrige os tempos associados. Somente após isto é que se prossegue com o pré-processamento.

É necessário manter nos dois casos o sincronismo dos dados do satélite com aqueles roteados no ambiente de processamento. Esta condição é necessária para o funcionamento do sistema.

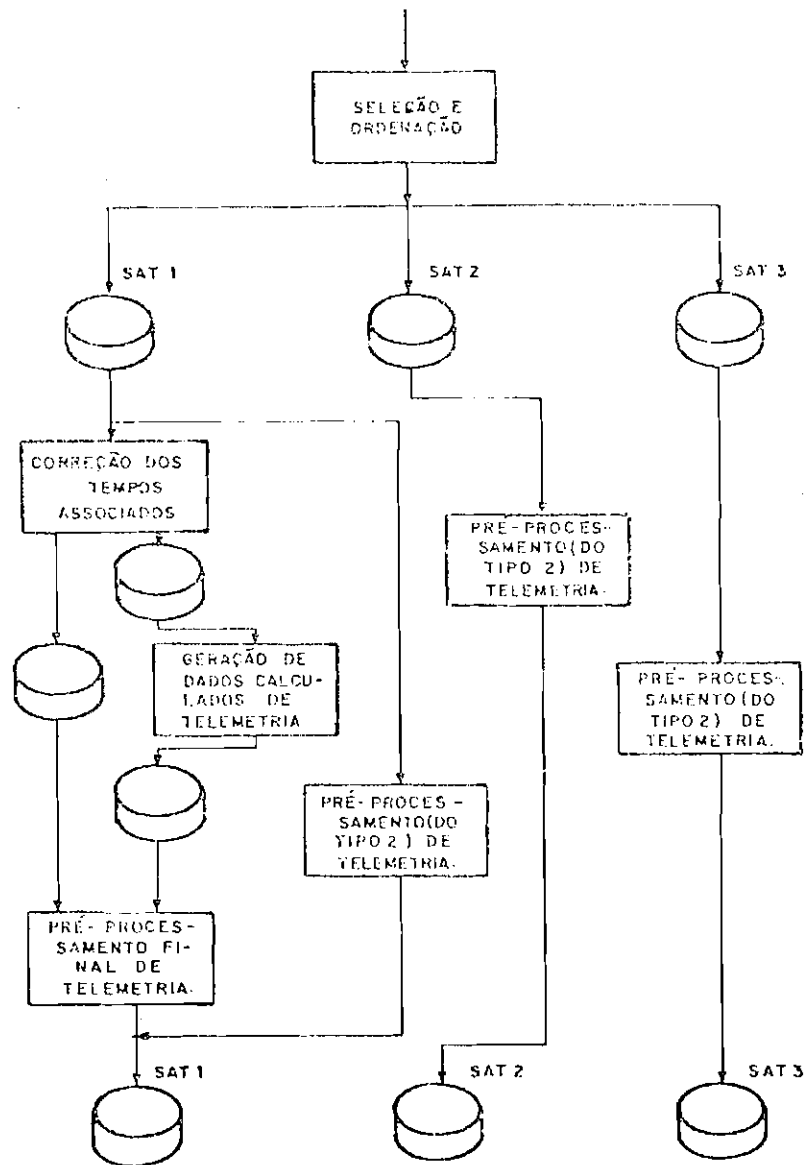


Fig. 3.4 - Pré-processamento de dados de telemetria.

Como se pode notar na Figura 3.4, existem três módulos para o pré-processamento do segundo tipo. Isto acontece no caso de telemetria, pois se considera que cada módulo é dedicado a cada formato de quadro e, portanto, a cada satélite. Assim, serão necessários tantos módulos deste tipo, quantos satélites diferentes houver. No caso de dados de rastreamento, como os quadros são padronizados, basta um módulo do segundo tipo para todos os satélites. Em ambas as Figuras 3.3 e 3.4, os pré-processamentos do primeiro tipo são dedicados ao primeiro satélite. A taxa de recebimento dos dados tem uma influência muito grande na precisão da determinação do estado (Jazwinski, 1972). Em geral, para procedimentos estocásticos, é necessária uma grande quantidade de dados, de modo a garantir a convergência dos filtros em níveis de precisão razoáveis. Neste trabalho, considera-se uma determinada quantidade de dados de entrada para cada módulo do sistema, com base na bibliografia citada (INPE, 1984). Os Apêndices A e B apresentam quantidades de dados em termos do número de palavras de entrada e saída de cada módulo.

3.2.3 - DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA

O movimento de um satélite artificial em torno da Terra segue uma trajetória que pode ser dada através de um conjunto de equações não-lineares. O desenvolvimento destas equações, no entanto, será omitido aqui, mas pode ser visto, por exemplo, em Meirovitch (1970) e em Pilchowski et alii (1981).

Existem diversos métodos de determinação de órbita para satélites. Assim como no caso de determinação de atitude, consideram-se apenas três métodos distintos. O primeiro é um método para determinação preliminar da órbita, e os demais são métodos de estimação: um para processamento em tempo não-real (mínimos quadrados) e o outro para processamento recursivo (filtro de Kalman). Este último apresenta uma estimativa para a órbita a cada nova entrada.

Diferentemente do que acontece com a determinação de atitude, a determinação de órbita não é tão dependente do tipo do satélite. Isto acontece porque o processo de medida da distância (idem para variação da distância) do satélite à estação precisa compensar apenas um atraso no "transponder" de bordo, o tempo de propagação e os atrasos do equipamento no solo. Cada satélite tem um atraso diferente e isto pode ser facilmente corrigido num programa (geralmente no pré-processamento). O atraso introduzido pelas estações é função do equipamento empregado na transmissão do sinal de RF.

As medidas de alcance (e/ou as de variação de alcance), bem como o azimute e a elevação da antena de rastreo, são recebidas pelo pré-processamento de órbita com o seu tempo associado. Este tempo é corrigido para o tempo do satélite; são então os dados passam para a determinação de órbita.

Essa determinação pode considerar mais ou menos elementos num processo de estimação de órbita. No entanto, a eficiência de um determinado método (de estimação) varia com o tipo de parâmetro utilizado. Segundo Jazwinski (1970), a estimação baseada em medidas de alcance é mais precisa do que a baseada só em medidas angulares ou de variação de alcance.

. Determinação de Órbita (método preliminar)

Para os métodos de determinação de órbita, é necessária uma estimativa a priori para que os métodos de estimação de estado possam convergir. Nestes casos, podem-se usar os métodos sugeridos por Cappellari e Velez, 1976, os quais podem ser: o de Gauss, o da Dupla r-iteração e o de Alcance e Ângulos. Os dois primeiros usam três conjuntos de ângulos da antena de observação para determinar o vetor de estado, e o terceiro usa múltiplos conjuntos de dados de alcance e ângulos de antena. Os três métodos servem igualmente para a estrutura proposta. No entanto, devido ao terceiro método utilizar um conjunto de dados de uma mesma estação de rastreo, acredita-se que o conjunto fique mais consistente (e simples).

O método preliminar utiliza m conjuntos de dados de rastreio ordenados cronologicamente. Cada conjunto de dados é constituído de uma medida de alcance e dois ângulos (Az e $E1$), ou seja, com estes três dados tem-se a posição do satélite no espaço para cada observação. O que o algoritmo faz é ajustar uma órbita aos m pontos observados, através de um procedimento iterativo. As saídas deste procedimento podem, então, ser utilizadas como estimativas a priori para um dos dois métodos de estimação de órbita (o filtro de Kalman e o dos mínimos quadrados).

. Método dos Mínimos Quadrados (Wagner e Velez, 1972)

Seja um conjunto de m observações, denotado por um vetor m -dimensional, \bar{y} dado. Considera-se que estas observações são iguais a uma função \bar{f} de um conjunto de p parâmetros, que se denota por um vetor \bar{x} de dimensão p e por um ruído aleatório \bar{n} :

$$\bar{y} = \bar{f}(\bar{x}) + \bar{n}. \quad (3.1)$$

O problema de determinação da trajetória é o de estimar \bar{x} , dado \bar{y} , e as propriedades estatísticas de \bar{n} .

O processo de estimação tenta estimar um valor para \bar{x} que minimize a soma dos quadrados dos resíduos de observação, $[\bar{y} - \bar{f}(\bar{x})]$, entre as observações reais e as observações computadas, usando um modelo matemático, ou, mais precisamente:

$$\bar{Q}(\bar{x}) = [\bar{y} - \bar{f}(\bar{x})]^T W [\bar{y} - \bar{f}(\bar{x})] \quad (3.2)$$

é minimizado, onde W é uma matriz de pesos $m \times m$.

Assim como para o caso do filtro de Kalman, supõe-se que o desvio da estimativa a priori \bar{x}_0 do valor verdadeiro do estado tenha média zero e covariância $P\Delta x_0$, de modo a deixar as avaliações estatísticas subsequentes mais sensíveis a interpretações.

Para achar o mínimo desta função é necessário que:

$$\frac{\partial Q}{\partial X} = -2 [\bar{y} - \bar{f}(\bar{X})]^T W \left(\frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{X}} \right) = 0 \quad (3.3)$$

que pode ser resolvida através da linearização da Equação 3.3 em torno de $\bar{X} = \bar{X}_0$ e, então, aplicar um procedimento do tipo Newton-Raphson para iterativamente resolver o problema não-linear. Assim, obtêm-se:

$$\hat{X} = \bar{X}_0 + \Delta \hat{X} \quad \text{com} \quad (3.4)$$

$$\Delta \hat{X} = (F^T W F)^{-1} F^T W \Delta \bar{y}, \quad (3.5)$$

onde

$$\Delta \bar{y} = \bar{y} - \bar{f}(\bar{X}_0),$$

$$F = \left. \left(\frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{X}} \right) \right|_{(\bar{X} = \bar{X}_0)}.$$

Assim, a Equação 3.4 pode ser posta na forma:

$$\hat{X}_{i+1} = \bar{X}_0 + \sum_{k=1}^{i+1} \Delta \hat{X}_k = \hat{X}_i + \Delta \hat{X}_{i+1}. \quad (3.6)$$

Este processo de estimação é repetido iterativamente até que um critério de convergência seja satisfeito, ou que determinado número de iterações ocorra.

No caso de um satélite semelhante ao primeiro satélite brasileiro, a dinâmica deve considerar o arrasto atmosférico, e o modo

lo do geopotencial deve ser o mais preciso possível (o INPE/DMC dispõe de um modelo até 30x30). A dinâmica pode ainda considerar outras forças de muito menor magnitude como pressão de radiação, arrasto magnético etc. O modelo de observações $h(x)$ vai ser função do tipo de medida, ou seja:

- 1) só medidas de ângulos;
- 2) ângulos e distância;
- 3) variação de alcance e ângulos;
- 4) outros;

e também do número de estações envolvidas. Para este mesmo satélite são necessárias medidas de alcance, azimute e elevação de uma estação de rastreamento e, em caso de necessidade de maior precisão, estes dados podem ser fornecidos por duas estações. Mesmo que não se disponha de duas estações, a precisão da determinação de órbita pode ser melhorada com a utilização de uma antena de maior precisão (nos ângulos de azimute e elevação), conforme Domb e Pereira (1985).

Para o satélite 2 as duas Equações 3.4 tomam uma forma um pouco diferente. A dinâmica não tem influência no arrasto atmosférico, e o modelo do geopotencial pode utilizar bem menos harmônicos que no caso apenas descrito. Um modelo 6×6 já é suficiente. Para o modelo de observação $h(x)$, basta que se considere uma única estação de rastreamento com medidas de alcance, de azimute e elevação. No caso do satélite 3, as mesmas considerações feitas para o satélite 2 são válidas.

. Determinação de Órbita por Filtro de Kalman

Segundo Jazwinski (1970, partindo do sistema não-linear:

$$\frac{dX_t}{dt} = f(X_t, t) + G(t)W_t, \quad t = t_0, X_{t_0} \approx N(\bar{X}_{t_0}, P_{t_0}), \quad (3.7)$$

$$Y_{tK} = h(X_{tK}, tK) + v_K, \quad (3.8)$$

pode-se linearizá-lo em torno de $X(t)$, resultando no sistema discreto linearizado:

$$\delta X_{tK+1} = \phi[t_{K+1}, t_K; X(tK)] \delta X_{tK} + w_{tK+1}, \quad (3.9)$$

$$\delta X_{t0} \approx N(\bar{X}_{t0} - \bar{X}(t_0), P(t_0)), \quad (3.10)$$

$$\delta Y_{tK} = M[tK; \bar{X}(tK)] \delta X_{tK} + v_K$$

onde:

W_t é um ruído gaussiano, branco, do processo com média zero;

ϕ é a matriz de transição de estado;

V_K é um ruído branco, de média zero, das observações.

Assim, dadas uma dinâmica de referência e as medidas Y_{tk} , pode-se computar δY_{tk} e processar os desvios de medidas através do filtro linear para estimar desvios do estado.

Para que se adapte a cada um dos três satélites em questão, a equação que descreve a dinâmica para a atitude de cada um deles deve ser usada. Tais equações são as mesmas usadas para os métodos dos mínimos quadrados.

No processamento dos dados, durante a operação normal do sistema (como pode ser visto no Apêndice C), os módulos de determinação de órbita necessitam da órbita estimada (ou propagada), a qual é usada como condição inicial para o processamento do próximo conjunto de dados. Esta órbita estimada é a mesma obtida na última vez que este módulo foi usado para o mesmo satélite, a qual foi guardada para a próxima iteração (Figura 3.5).

3.2.4 - DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

A determinação de atitude para satélites pode ser realizada de diversas maneiras (Wertz, 1978), mas basicamente existem dois tipos: os determinísticos e os de estimação ou estocásticos.

Os determinísticos são usados para fornecer uma boa estimativa inicial para os métodos de estimação, os quais por sua vez, poderão convergir mais rapidamente para uma solução. As principais vantagens deste últimos sobre os primeiros são a maior precisão e a facilidade de tratar uma grande quantidade de dados com o devido peso estatístico (Wertz, 1978).

Para que atendam aos satélites em questão, um de órbita baixa e dois de órbita geostacionárias, os programas, preferencialmente, devem ser de tal modo que sirvam a qualquer um dos três. Quando isto não for possível, um ou mais programas será(ão) indicado(s) para suprir as necessidades do sistema. No caso de haver processamento em tempo real ou quase real, o filtro estendido de Kalman é o mais recomendado, pois fornece uma estimativa atualizada para cada observação. Os métodos de mínimos quadrados, dependendo do tipo (sequenciais ou não), são mais adequados para processamento em tempo não-real. Assim, para este trabalho, é mais indicado pelo menos um método de determinação de atitude de cada tipo. Dependendo da fase da missão, outros métodos também serão adequados.

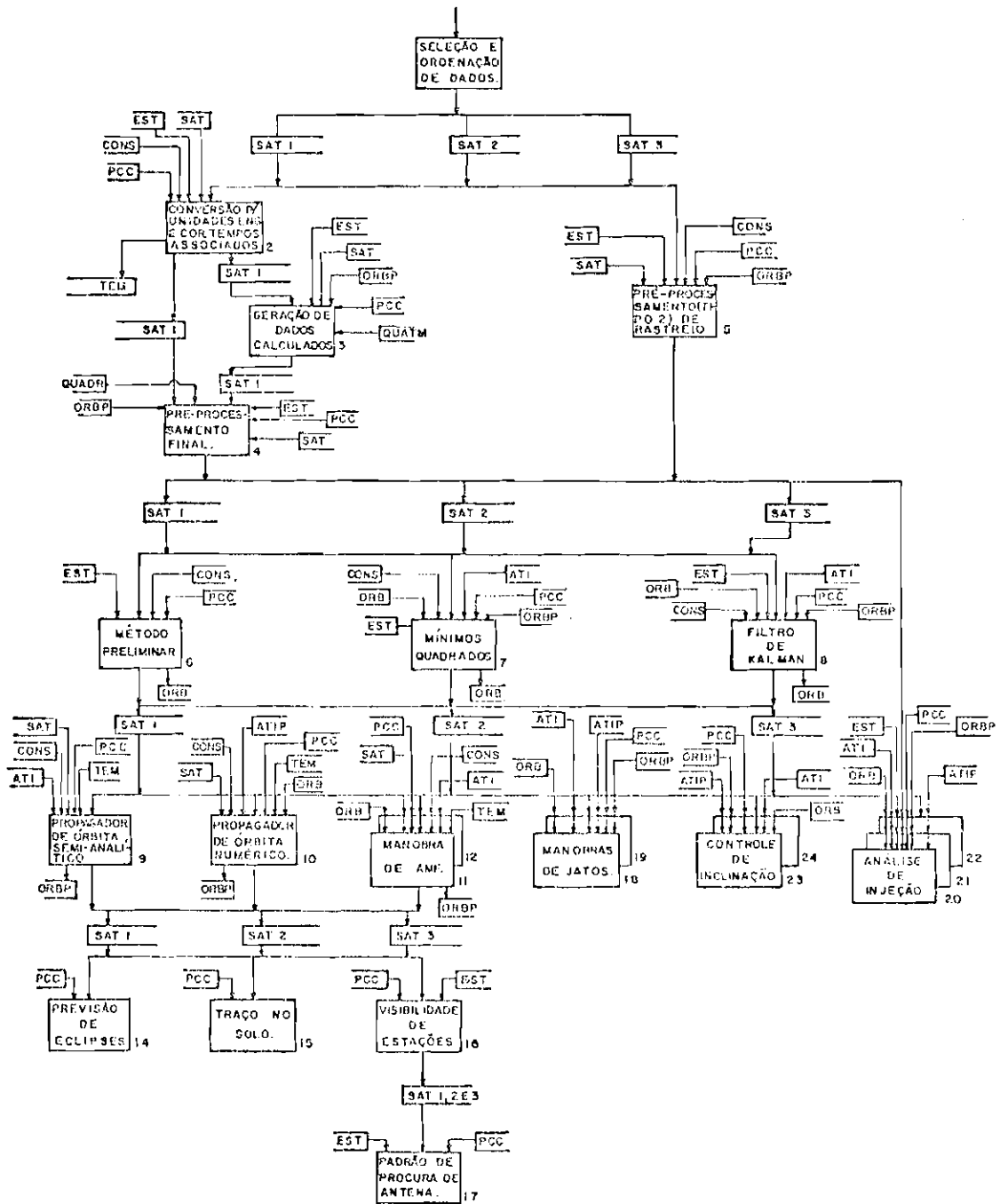


Fig. 3.5 - Diagrama de fluxo de dados de órbita.

Um terceiro método, que possa obter uma estimativa preliminar da atitude, deve ser usado para que se possa obter uma estimativa a priori para os métodos de estimação de estado, os quais poderão convergir mais rapidamente para uma solução.

É importante lembrar que a determinação (de órbita ou de atitude) é entendida como o processo conjunto de estimação, propagação e respectivas iterações até a convergência do método (ou sua não-convergência dentro do limite de iterações).

Os subsistemas de Atitude dos Satélites

Os três satélites mencionados neste trabalho foram escolhidos entre dois tipos de satélites geostacionários comerciais utilizados atualmente, mais o primeiro da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). Deste modo, eles têm a seguinte configuração básica para os subsistemas de atitude.

Satélite 1: estabilizado por gradiente de gravidade. Possui um sensor magnético para a leitura em três eixos e sete sensores solares de fenda. (No entanto, usa-se apenas a medida de um dos sensores solares, sendo escolha feita a bordo). Não tem controle ativo de atitude.

Satélite 2: estabilizado por duplo spin. Possui dois sensores de horizonte e dois sensores solares V-slit. Para o controle de sua atitude existem bocais de jato de gás (quente) em três direções principais diferentes: 4 bocais diagonais, 4 longitudinais e 4 transversais.

Satélite 3: estabilizado em 3 eixos. Possui três sensores solares de fenda, um de horizonte estático e três giroscópios. Os atuadores são três rodas de reação e um conjunto de pares de bocais de jatos de gases para o controle de atitude em torno dos eixos de rolamento, arfagem e guinada, e mais dois

um na direção do "vetor velocidade" e outro "contrário ao vetor velocidade" do satélite.

. Modelos a serem utilizados

Para servir a mais de um satélite, os programas de de terminação de atitude têm de ser adaptáveis a cada caso específico. Pa ra isto, as equações que descrevem a dinâmica e o modelo de observa ções para cada caso, as quais são diferentes entre si, devem ser tro cadas no algoritmo de estimação. Esta troca é coordenada pelo gerencia mento através de parâmetros de controle de configuração, os quais po dem ser vistos no Apêndice B.

. Métodos Determinísticos

Existem diversos métodos determinísticos para a determi nação da atitude de um satélite. Estes métodos devem ser escolhidos con forme a estabilização (por rotação, ou em três eixos), o número é o ti po dos sensores a bordo.

Os satélites aqui considerados podem ser classificados nos dois tipos de estabilização acima, ou seja, estabilização por rota ção e em três eixos. Para a primeira fase da missão do primeiro satéli te, considera-se que ele esteja estabilizado por sua rotação residual. O satélite 2 é estabilizado por duplo spin e o de número 3 estabiliza do em três eixos. Para que se possa considerar um satélite estabiliza do por rotação é necessário que (Wertz, 1978):

$$\left| \int \vec{N} dt \right| \ll |\vec{L}|, \quad (3.11)$$

onde

\vec{L} = quantidade de movimento angular do satélite,

\vec{N} = somatória dos torques atuantes no intervalo dt,

e a integral é calculada em todo o intervalo de tempo em que a estabilização passiva é necessária. Portanto, é necessário que a quantidade de movimento angular introduzida por torques perturbadores, durante um período de tempo determinado, seja desprezável. Assim, no caso do BRASILSAT, por exemplo, a sua parte girante deve garantir que a mudança da quantidade de movimento Ndt seja menor do que a que alteraria a sua atitude para fora dos limites previstos (dentro do intervalo de duas manobras consecutivas).

Para o satélite 1, devido ao sensor magnético, é possível determinar sua atitude por um método semelhante ao do satélite 2. O princípio é o mesmo. Através dos sensores medem-se ângulos com o Sol e a Terra. Estes ângulos dão a inclinação das geratrizes de dois cones no espaço, as quais são o lugar geométrico dos eixos de rotação que permitem observar o Sol e a Terra com aqueles ângulos. As intersecções dos dois cones são duas possíveis soluções para a atitude. No caso do satélite 2, o sensor de horizonte fornece o ângulo (eixo de rotação satélite)/Terra, e no caso do satélite 1, o ângulo obtido é o do (campo magnético terrestre)/(eixo de rotação do satélite).

Para o satélite 2, qualquer um dos métodos sugeridos por Smith (Wertz, 1978) é adequado, sendo que o próprio autor recomenda que se utilizem todos os seis métodos propostos e, em seguida, se faça uma média das soluções obtidas. De qualquer modo, pelo menos um destes métodos deve ser usado.

Para o caso do satélite 3, um método algébrico, entre outros, pode ser empregado, método este que se baseia na representação da atitude através de uma matriz de rotação, utiliza observações de dois sensores não-inerciais e permite a determinação da atitude em três eixos, bem como a sua incerteza. Quaisquer dois tipos de sensores podem ser usados; o método não limita o tipo de parametrização, ou seja, quaternions, ângulos de Euler ou elementos cartesianos.

. Métodos dos Mínimos Quadrados

No caso do primeiro satélite, essas equações são da forma:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f(x), \\ y &= h(x) + v,\end{aligned}\tag{3.12}$$

onde

$h(x)$ é o modelo de observação,
 v é o ruído na observação,
 x é o estado,
 $f(x)$ é a matriz de transição do estado.

Como esse primeiro satélite terá, inicialmente, uma de terminada rotação, o seu estado será composto de, pelo menos, as seguintes variáveis:

- . quaternions: $q_1, q_2, q_3, q_4,$
- . rotações em torno de seus eixos: $W_x, W_y, W_z,$
- . torques externos (gradiente de gravidade, magnético, etc.): $N_x, N_y, N_z.$

Assim, a dinâmica parametrizada através de quaternions é da seguinte forma:

$$\dot{X} = f(q_i, W_j, N_j)\tag{3.13}$$

com $i = 4$ e $j = 3.$

As observações (y) são função dos sensores colocados a bordo. Deste modo, pode-se considerar que o modelo, $h(x)$, leva em conta as observações de um sensor magnético em três eixos e as medidas de um único sensor solar. Este sensor é um dos sete colocados a bordo, em particular, o mais voltado para o Sol, sendo a escolha feita a bordo.

No caso do satélite 2, as Equações 3.1 são diferentes. Neste caso, sendo o satélite estabilizado por rotação, o seu estado é:

$x = \text{constante}$, e então:

$$\dot{x} = f(x) = 0 \quad (3.14)$$

Se houver perturbações, esta afirmação não será mais válida e, assim como no caso do satélite 1, uma descrição apropriada da dinâmica e das perturbações envolvidas será necessária. O modelo de observações é construído a partir das equações dos sensores, que, neste caso, são dos tipos v-slit para o Sol e de horizonte para os Hemisférios Norte e Sul.

O satélite 3 é estabilizado em três eixos e possui painéis solares extensíveis. Deste modo, a determinação de sua atitude é mais semelhante ao do primeiro satélite brasileiro do que ao do satélite 2. Assim, as Equações 3.1 para este terceiro caso ficam da seguinte forma: o modelo dinâmico $f(x)$ é realizado considerando que o satélite tem pequenas variações quanto à sua orientação em torno de sua posição nominal entre uma observação e outra. O modelo de observação $h(x)$ é função dos sensores, e sua dimensão depende do tipo e da quantidade existente a bordo.

De posse das equações que descrevem a dinâmica e as observações para os três satélites, basta utilizar o procedimento para a estimação por mínimos quadrados (Equações 3.2 a 3.6), que é o mesmo para o caso de estimação de órbita.

Filtro de Kalman

Por suas próprias características, o filtro de Kalman é usado principalmente para o processamento em tempo real ou quase real. A diferença fundamental deste para o método dos mínimos quadrados é que este último fornece os valores médios dos vários componentes do estado, enquanto o primeiro fornece os valores osciladores ao estado no instante da estimação.

As equações que descrevem a trajetória e as observações do estado podem ser as mesmas utilizadas no algoritmo dos mínimos quadrados. O tratamento das observações segue um procedimento próprio, o qual pode ser visto em Wertz (1978). A principal diferença entre este método e o anterior está no fato de este último ser de uma natureza recursiva de processamento, apresentando uma nova estimativa para o estado a cada nova observação recebida, enquanto o anterior precisa de que uma determinada quantidade de observações se acumule, para que se possa processá-las todas de uma vez. Em essência, o método dos mínimos quadrados fornece uma órbita média que melhor se adapta ao conjunto de pontos dados (segundo um critério de minimização dos quadrados dos resíduos), e o filtro de Kalman fornece os elementos do estado (órbita) atualizado para o instante da observação.

Assim como nos módulos de determinação de órbita por mínimos quadrados e por filtro de Kalman, os de atitude também utilizam a atitude estimada na órbita anterior como condição inicial para a estimação na órbita seguinte.

3.2.5 - ACOMPANHAMENTO, ANÁLISE E CONTROLE

Em função das órbitas e atitudes de cada um dos satélites, o Acompanhamento, Análise e Controle realiza uma série de tarefas, geralmente em tempo não-real, para avaliar o desempenho do satélite, propagar a órbita ou atitude, requisitar telecomandos e permitir o controle da manutenção do estado do satélite. Para isto, pode-se

dividir este módulo em submódulos com as funções de análise e acompanhamento da:

- a) órbita e o respectivo controle;
- b) atitude e o respectivo controle.

. Programa para Propagação de Órbita (geração de efemérides)

A programação de órbita pode ser realizada de três maneiras diferentes: analítica, semi-analítica ou numericamente. Em função da órbita, um ou outro método é mais adequado, devendo-se considerar para isto: a precisão necessária, o tipo de órbita, sua excentricidade, os harmônicos do geopotencial, o modelo da atmosfera etc. O modelo de Brouwer, por exemplo, inclui somente os efeitos de uma representação da Terra como um ponto de massa e harmônicos zonais de menor ordem.

Já no caso de órbita de transferência e no de órbita baixa, as perturbações do modelo são muito maiores, e o modelo analítico perde em precisão para os semi-analíticos e numéricos. Estes últimos, em particular, são extremamente precisos, mesmo considerando os diversos tipos de arrasto e forças externas. Um cuidado especial deve ser tomado quando a órbita for excêntrica ($e > 0.1$) e o tempo for tomado como uma variável independente. Então, um método de integração numérica com passo variável deve ser empregado. Neste caso, as velocidades e acelerações envolvidas (impulsos de jatos, arrasto e forças externas) são integradas numericamente para obter o estado. De um modo geral, a propagação da órbita, de um instante de tempo k até o $k + 1$, é feita integrando dois conjuntos de equações diferenciais, X_i e \dot{X}_i , no intervalo de tempo considerado a partir de uma dada condição inicial. Cada intervalo de tempo é chamado passo de integração, e o estado final é obtido após sucessivos passos, quando se atinge o instante desejado. O tamanho do passo de integração e, portanto, o integrador utilizado na propagação são função do tipo de órbita e deve ser escolhido corretamente.

Nos métodos semi-analíticos, uma solução intermediária é obtida. Neste terceiro caso, as equações que descrevem o estado são da forma:

$$x = x(p(t), t),$$

$$y = y(p(t), t),$$

$$z = z(p(t), t),$$

onde $p(t)$ são as perturbações do modelo. Por meio de uma integração numérica determinam-se as perturbações que são desconhecidas no modelo semi-analítico e, então, no intervalo considerado, pode-se usar este modelo como se fosse analítico.

Para os três satélites em questão, são necessários, pelo menos, dois tipos de propagadores de órbita: um semi-analítico e um numérico. O segundo seria usado para as órbitas de transferência e para a órbita do primeiro satélite. Já o propagador semi-analítico pode ser usado após a aquisição da órbita geossíncrona pelos satélites geostacionários.

Os propagadores de órbita são a base do sistema de Acompanhamento, Análise e Controle de Órbita, pois permitem, a partir de uma dada condição inicial, verificar como evolui a órbita ao longo do tempo. Portanto, são eles que fornecem subsídios para que várias análises possam ser feitas tais como: simulações de manobras, análises de condições de eclipse, visibilidade de estações de rastreamento etc. Suas saídas são, sempre que necessário, roteadas para outros módulos do ambiente de processamento.

Traço no Solo

Programa que realiza uma transformação de coordenadas do sistema inercial (o da órbita propagada) para o sistema do tipo de pro

jeção a ser empregado no terminal de video ou "plotter" (mercator etc.). A cada ponto da órbita propagada corresponde um ponto na "plotter" (ou terminal) e este último deve se encarregar de desenhar o contorno dos continentes, ou a escala de latitude/longitude, ou qualquer outra in formação extra como a legenda, por exemplo.

. Previsão de Eclipses

Programa que utiliza diretamente a trajetória propagada e, através das esfemérides do Sol, analisa cada posição para a condição de eclipse, além de permitir uma saída na forma gráfica.

. Visibilidade de Estações

O programa de Visibilidade de Estações transforma os pon tos da órbita propagada do sistema de coordenadas inercial para o sis tema geocêntrico, e, a seguir, verifica quais pontos pertencem ao cone de visibilidade da estação. Para os pontos pertencentes ao cone, execu ta-se uma nova transformação de coordenadas para o sistema topocêntri co da estação em questão. Este programa permite a saída na forma gráfi ca.

. Padrão de Procura de Antena

O programa Padrão de Procura de Antena usa os pontos se lecionados pelo programa de Visibilidade de Estações, transforma os di versos pontos de coordenadas topocêntricas em ângulos de azimute e ele vação e cria uma fita magnética com arquivo, cujos dados são estrutur dos abaixo.

t1	Az1	E11
t2	Az2	E12
.	.	.
.	.	.
.	.	.
tn	Azn	E1n

Estes dados orientam a estação de rastreamento na procura do satélite.

. Programa de Análise de Condições de Injeção.

Em função do vetor de estado da órbita, da atitude e da posição relativa de estações de rastreamento, etc., este programa analisa as condições de utilização de sensores e as condições de visibilidade de estações de rastreamento, fornece a temperatura em pontos chave do satélite e, através de saída na forma gráfica, permite a visualização destes parâmetros por meio de gráficos e tabelas. Devido às características individuais dos satélites, existe um programa para cada um deles controlado pelo Centro de Controle.

. Disparo do Motor de Apogeu (AMF)

Entre os programas de controle de órbita, este é um caso especial. Ele exige uma precisão bastante grande devido à própria natureza da operação em si. É composto de um propagador numérico, no qual, a cada passo, as acelerações imprimidas ao satélite (pelo motor de apogeu) são integradas até a queima total deste último. O resultado desta propagação é a órbita geostacionária, ou quase geostacionária, com exceção de uma possível pequena deriva, muitas vezes desejável. O conjunto de equações é função do conjunto das forças que influem numa órbita (geopotencial e arrasto) e do motor de apogeu. Através da curva de queima do motor de apogeu, é possível determinar os valores das acelerações imprimidas ao satélite em cada passo de integração e, assim, determinar o seu estado final.

. Aquisição da Atitude em Órbita de Transferência

Com base na atitude e órbita estimadas, nos dados do satélite etc., este programa permite calcular se a manobra de aquisição de atitude ocorre normalmente após a injeção do satélite em órbita de

transferência. O programa possibilita o envio de telecomandos para o satelite 3, indicando para o operador o início, o andamento e o término de cada uma das fases de aquisição do Sol, da Terra e da aquisição fina. Este programa também possui saída na forma gráfica.

Para o caso de falha grave em quaisquer das fases onde o satélite possa perder o controle, deve ser possível enviar um telecomando para bordo, colocar o satélite em modo de emergência, voltar seus painéis solares para o Sol, e aguardar o envio de novas instruções para o computador de bordo.

. Aquisição de Atitude em Órbita Quase-Geossíncrona

Este programa é semelhante ao de "Aquisição de Atitude em Órbita Quase-Geossíncrona", a não ser pela órbita que, agora, é quase-circular. Realiza as mesmas operações do caso anterior, informando o operador do início, do andamento e da conclusão das fases de aquisição do Sol, da Terra, e da aquisição fina da atitude.

. Controle de Apontamento

Este programa é usado para corrigir a atitude do segundo satélite em torno de sua atitude corrente, de modo a permitir alterar a direção apontada pela antena. Baseado nas características do satélite, na atitude corrente, na atitude desejada e no tempo de realização da manobra, este programa calcula o número de pulsos de jatos e os bocais a serem usados, de maneira que haja um consumo mínimo de combustível.

. Programa Para Análise de Esticamento do Mastro

Este programa é essencialmente um propagador de atitude para o satélite 1, com ênfase no modelamento do mastro, e visa um acompanhamento preciso da manobra de seu esticamento. Além das entradas normais de um propagador de atitude, este programa precisa ainda do comprimento esticado do mastro, proveniente do fluxo de teleme

tria. Como saídas, são apresentadas informações sobre a atitude do sa
télite, se houve divergência em relação ao esticamento nominal, se hou
ve escorregamento no esticamento do mastro etc. Neste programa, existe
uma opção para a saída na forma gráfica.

. Controle de Inclinação

Este programa, que permite o controle da inclinação da
órbita corrente para um valor nominal, calcula o instante em que a ma
nobra deve ser realizada e a velocidade incremental necessária para cor
rigir a órbita. Fornece como saída a manobra de jatos a ser usada e a
atitude na qual a manobra deve ser efetuada, o que permite uma saída
na forma gráfica.

. Manobra de Jatos de Gases

É um programa para o controle da deriva/excentricidade
da órbita e pequenas mudanças em torno da órbita nominal. Baseia-se nos
parâmetros da órbita atual e, em função de dados fornecidos pelo opera
dor, calcula os novos parâmetros da órbita, as variações de velocidade
incremental necessárias e os respectivos instantes para que se possa
realizar as manobras desejadas.

. Visualização da Atitude

Este programa recebe dados da atitude propagada (de
qualquer um dos três satélites) e os plota em terminal de vídeo. Exis
tem várias opções de saída, cada uma delas mostra um determinado plano
de projeção da atitude.

3.3 - CONSIDERAÇÕES FINAIS

As Figuras 3.5 e 3.6 apresentam o fluxo de dados do Sis
tema de Controle de Órbita e Atitude para os satélites propostos. Dife
rentes caminhos são percorridos pelos dados, de acordo com os satélites

a que pertençam. Os possíveis fluxos são controlados por um processo chamado escalonador, em função de um arquivo de AD, gerado a partir de uma TD. No Apêndice C é apresentado um resumo das condições de ativação de cada um dos processos, e no Apêndice D é apresentada a TD para exemplo dos três satélites propostos.

É importante ressaltar que cada um dos processos, para pertencer a esse conjunto de módulos, deve poder ser executado independente dos demais, sem interrupções até o fim. Os módulos, sempre que possível, devem ser independentes do método de execução ou seja, (da função para a qual o módulo foi criado), do tipo do satélite, do tipo e da dimensão das medidas. Quando isto não for possível, módulos suplementares devem ser incluídos para suprir as diferentes necessidades.

Ao analisar o conteúdo deste capítulo e as Figuras 3.5 e 3.6, pode-se notar uma série de características importantes. Primeiro, existem, pelo menos, dois tipos básicos de arquivos: os fixos e os variáveis (no Apêndice C tem-se uma descrição de todos os arquivos variáveis). Segundo, existe a necessidade de garantir a separação entre dois ou mais fluxos de dados de um mesmo satélite, os quais estejam transitando pelo ambiente ao mesmo tempo. Terceiro, é preciso garantir que um processo só seja ativado quando todas as suas entradas estiverem presentes. Quarto, é necessário um ambiente de processamento que dê suporte a todas essas necessidades. Estas quatro características, mais algumas citadas por Janin (1979), dão origem aos requisitos da estrutura apresentada no capítulo seguinte.

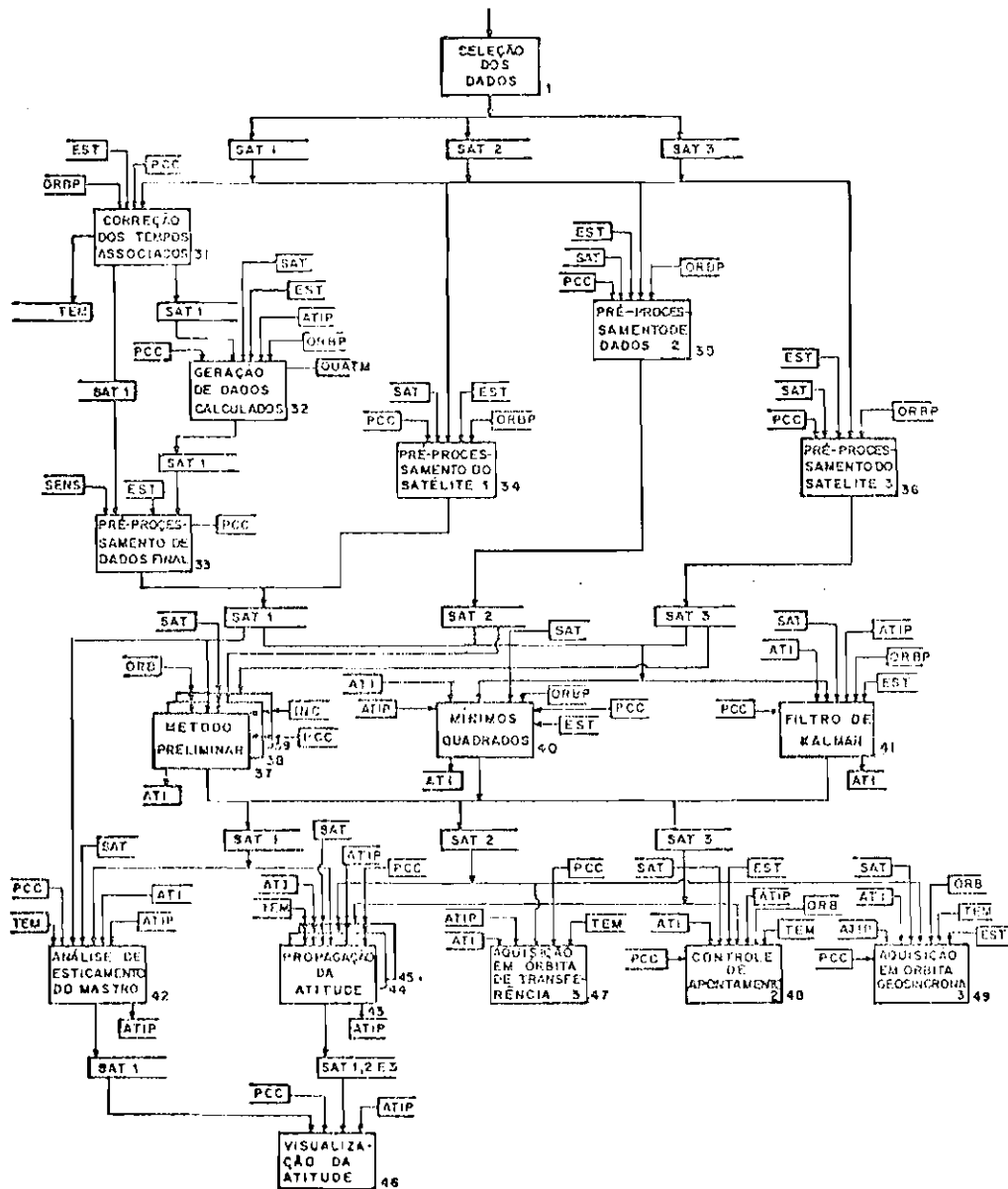


Fig. 3.6 - Diagrama de fluxo de dados de atitude.

CAPÍTULO 4

A ESTRUTURA BASEADA EM TABELAS DE DECISÃO

4.1 - INTRODUÇÃO

Neste capítulo apresenta-se a estrutura do Setor de Operações de Missão (SOM), responsável pela sua interação em tempo real com a estação de rastreamento e com outros Centros de Controle. Assim baseado nos capítulos anteriores, propõe-se uma nova estrutura para o gerenciamento do Sistema de Controle de Órbita e Atitude de um Centro de Controle Multimissão.

Na Seção 4.2 são apresentadas as características gerais do sistema e as linhas que norteiam a sua elaboração.

Na seção 4.3, as técnicas usuais de comunicação entre processos são apresentadas de modo a justificar a utilização de arquivos como meio de comunicação.

Na Seção 4.4 é apresentado, de forma resumida, o ambiente de processamento do SOM; com base neste ambiente, é apresentada uma estrutura do controle do fluxo de dados e do sincronismo entre os processos, que é o objetivo deste trabalho. Esta nova estrutura é centralizada num processo chamado *Escalonador* que, por sua vez, é baseado em um arquivo de Árvore de Decisão (AD).

4.2 - CARACTERÍSTICAS GERAIS

Os sistemas operacionais normalmente fornecidos pelos fabricantes são, na maioria das vezes, de propósito geral e, portanto, não muito adequado ao controle de satélites. A seguir, são apresentados alguns requisitos importantes para a sua utilização.

4.2.1 - REQUISITOS GERAIS

Os requisitos principais, nos quais se baseia uma estrutura como aqui se propõe, são:

- 1) Modularidade: Todo o software deve ser desenvolvido de tal maneira que possa ser reusado e reconfigurado (Dallat and Kramer, 1984). Uma missão pode ser sempre decomposta em uma sucessão de fases. Uma fase pode ser representada por uma estrutura fixa à qual vários modelos, formulações ou métodos podem ser enxertados (Janin,79).
- 2) Independência entre os processos: Os processos devem ser desenvolvidos de tal forma que cada um deles possa ser executado de maneira totalmente independente dos demais. Isto é, dado um certo conjunto de entradas de um processo, uma vez que este seja ativado, ele deve poder terminar de processar as entradas independentemente de qualquer outro processo do sistema.
- 3) Troca de dados entre processos: Os processos devem poder trocar dados entre si de forma assíncrona (independentemente entre processos), segundo Dallat e Kramer (1984).
- 4) Sincronismo controlado de forma centralizada: O sincronismo de todo o sistema deve ser controlado de uma forma centralizada, isto para que seja possível uma fácil atualização do software, com baixos custos de manutenção.
- 5) Armazenamento temporário: O armazenamento temporário, necessário devido à falta de sincronismo entre processos, pode ser resolvido através da criação de arquivos intermediários.

- 6) Mecanismo de troca de dados entre processos: O mecanismo de troca de dados entre os processos deve ser centralizado para facilitar as atualizações e baixar os custos de manutenção do software. É realizado através do envio de ponteiros para cada arquivo.
- 7) Armazenamento e recuperação de dados de telemetria e rastreamento: Deve ser possível o armazenamento e a recuperação de todos os dados de telemetria e rastreamento recebidos pelo sistema. Apenas alguns arquivos intermediários devem poder ser armazenados, de acordo com critério do operador.
- 8) Conjunto de rotinas auxiliares: Há necessidade de um conjunto de rotinas auxiliares para cada satélite, a fim de auxiliar o gerenciamento dos arquivos intermediários e das filas de arquivos.
- 9) Funções de "DUMP" e "LINK": Quanto às funções de "DUMP" e de "LINK" entre dois computadores, devem ser usadas as suportadas pelo SOM.
- 10) Tamanho dos arquivos: Os arquivos intermediários devem ser de tamanho variável.
- 11) Quantidade de dados a transferir: Há necessidade de transferir grande quantidade de dados entre os processos.
- 12) Base de decisão: Um julgamento (arbitrário) baseado em uma quantidade muito grande de informações é necessário.

4.3 - TÉCNICAS DE COMUNICAÇÃO ENTRE PROCESSOS

Existe uma variedade de técnicas para os processos se comunicarem entre si e sincronizar a sua execução. Esta comunicação pode ser feita através de um dos seguintes métodos:

- 1) arquivos em disco compartilhados,
- 2) áreas de memória compartilhadas,
- 3) caixas postais,
- 4) "flags" de eventos,
- 5) regiões críticas.

Cada um desses métodos apresenta vantagens e desvantagens próprias.

A utilização de arquivos em disco implica um custo de CPU grande e de pouca aplicação em controle de tempo real. No entanto, permite a troca de dados numa quantidade praticamente ilimitada e de forma não-volátil.

Áreas de memória compartilhadas têm um custo de CPU bem menor que o anterior, com tempos de acesso, também menores. São muito mais adequadas ao controle em tempo real, porém limitadas a uma parcela da memória ativa (RAM) do computador que é, geralmente, de alguns megabytes.

Caixas postais são dispositivos de comunicação unidirecionais que necessitam que o processo receptor seja programado de modo a buscar as mensagens na sua caixa postal, para que outros possam lhe enviar mensagens. Esta forma de comunicação pode ser utilizada, mas apresenta como problema a limitação da memória ativa do computador hospedeiro.

"Flags" de eventos, como o próprio nome diz, são bandeiras de sinalização que podem ser usadas pelos processos para indicar o fato de eles terem terminado um determinado processamento, reiniciado um processamento específico etc., enfim, sinalizarem para outros processos que determinado estado foi atingido. São adequados para a troca de sinais de sincronismo e não de dados.

Região crítica é um mecanismo de software que permite o compartilhamento de um recurso por vários processos de uma forma mutuamente exclusiva. Quando um processo ganha acesso a uma região crítica, todos os demais que tentem acessá-la serão impedidos até que o primeiro a libere. Com isto, garante-se a ordem no recurso compartilhado. Em geral, é um mecanismo com um custo de CPU elevado.

Para o caso do sistema em questão o qual visa portabilidade, e, devido principalmente ao volume de dados a ser transferido, acredita-se que a utilização de arquivos em disco seja a escolha mais simples e mais adequada aos propósitos deste trabalho. Assim, todos os arquivos intermediários gerados para comunicação entre os processos, bem como os fixos, são todos arquivos em disco.

4.4 - O AMBIENTE DO SOM/GSOC

O Setor de Operações de Missão (SOM) da (MECB) é baseado num software equivalente, desenvolvido para o German Spacecraft Operating Center - GSOC (DFVLR, 1983). Este software é considerado um pré-requisito para o sistema proposto. Aqui se apresenta uma pequena descrição deste sistema. Maiores informações poderão ser obtidas em Dallat e Krammer (1984), DFVLR (1983), INPE (1985), nos quais esta descrição é baseada. A estrutura proposta, no entanto, não é limitada pelo SOM. Qualquer ambiente de processamento que dê suporte à troca de mensagens entre processos possibilita a implementação de uma estrutura semelhante.

O que se fez no caso do GSOC foi criar um conjunto de serviços e funções que não estão normalmente disponíveis em computadores do mercado. Assim, criou-se um ambiente aprimorado, montado em cima do sistema operacional e considerado parte do software do sistema. Este é constituído das seguintes tarefas (tasks): Área de Dados, Roteador, Manuseador de Entrada/Saída (Iohand), Tarefa de Monitoração e Controle, Armazenador/Recuperador e "Dump" (Figura 4.1).

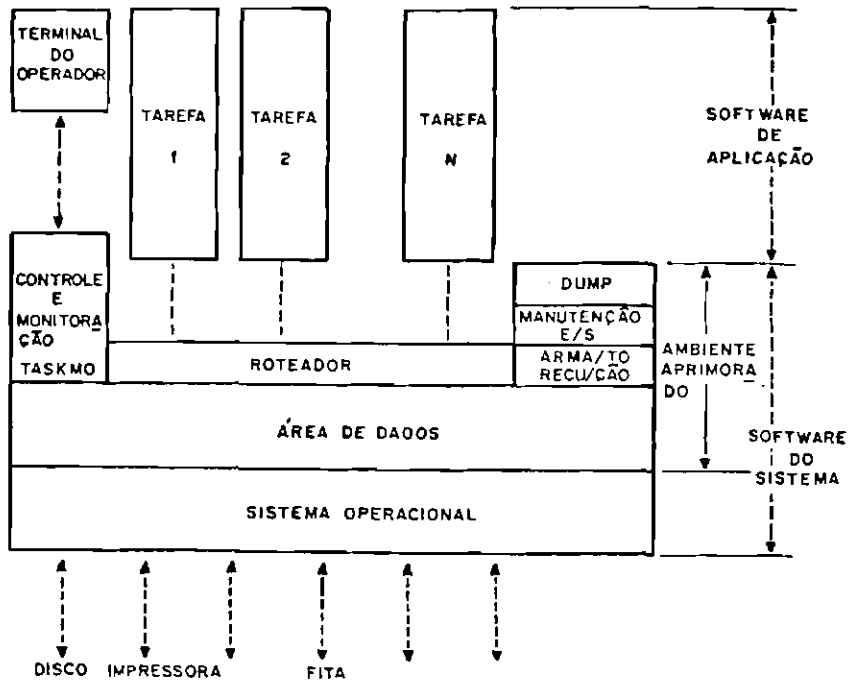


Fig. 4.1 - Conceito de projeto do software do SOM.

4.4.1 - ÁREA DE DADOS

Uma área comum, chamada "pool", é organizada em regiões de blocos de vários tamanhos (128 a 4096 bytes) e contém quatro tipos de filas de blocos. Cada uma das tarefas (tasks) do ambiente do sistema tem a sua própria fila de dados e de configuração. As filas de blocos livres e a fila do roteador são compartilhadas por todas as tarefas. As filas podem ser definidas como listas circulares duplamente encadeadas, onde uma entrada é definida pelo próprio endereço.

O mecanismo de distribuição de dados entre as tarefas ocorre através da troca de blocos de dados entre si. Uma tarefa deve ler a fila de blocos livres para obter o endereço de um deles. Depois de escrever no bloco, a tarefa passa o endereço do bloco para a fila do roteador. Este último coloca o endereço recebido na fila da tarefa de destino que, após ler o seu conteúdo, libera o bloco para a fila de blocos livres.

4.4.2 - O ROTEADOR

Provê dois serviços básicos: distribuir os blocos de dados de acordo com uma tabela de roteamento, e fazer um "log" de todos os blocos de dados que forem acoplados à fila do roteador. A tabela de roteamento consiste numa matriz com m colunas até n-1 combinações de parâmetros do cabeçalho (header) como critérios de seleção de fluxos de dados. A lógica do processamento é a comparação de alguns bytes selecionados em uma definição de fluxo (da tabela de roteamento) com os respectivos bytes do cabeçalho da mensagem. Quando todos os bytes coincidem, então o bloco é colocado nas filas das respectivas tarefas. Em caso de erro, o processo de roteamento é abortado e o cabeçalho é colocado à disposição do operador para monitoração.

4.4.3 - A TAREFA DE ARMAZENAMENTO/RECUPERAÇÃO

O roteador é a tarefa que fornece os dados de entrada para todos os blocos de dados. Dados de vários dias são armazenados, dependendo da taxa de transmissão, de modo a compensar possíveis falhas do sistema ou de elos de comunicação.

Os blocos de dados recebidos são armazenados em arquivos de tamanhos diferentes. Grandes quantidades de dados são armazenadas através de vários arquivos. A organização relativa dos arquivos é sequencial, assim como o é o método de acesso. Cada arquivo é composto de uma série de blocos lógicos de tamanho fixo, e cada um deles é numerado sucessivamente de 1 (primeiro) a N (último), uma vez que o número de bloco lógico representa a sua localização relativa ao início do arquivo.

A função de recuperação é executada através da abertura do arquivo em questão. Começando pelo bloco de início do arquivo, o arquivo inteiro é processado sequencialmente até o fim. Como este arquivo permite o acesso compartilhado, vários usuários podem acessá-lo paralelamente.

4.4.4 - MANUSEADOR DE ENTRADA/SAÍDA (IOHAN)

É uma tarefa que provê a função de comunicação deste manuseador com outros nós da rede, e serve de interface entre o ambiente aprimorado e o protocolo da linha. Os seguintes serviços são necesários:

- abertura e fechamento de caminhos de comunicação;
- geração de estatísticas sobre as atividades da linha e sua utilização;
- função de leitura dos dados da linha para o "pool", conectando os blocos na fila do roteador;
- aceitação de blocos do roteador que estejam direcionados a outro nó;
- interface para a tarefa de monitoração e controle (Taskmo).

4.4.5 - TAREFA DE MONITORAÇÃO E CONTROLE (IASKMO)

É a tarefa mestre de todas as demais e do ambiente aprimorado. Possibilita a monitoração e o controle de toda a rede (network).

A característica principal dessa tarefa é a sua capacidade de enviar dados do operador para qualquer tarefa daquele nó e de outros, e de receber dados (de monitoração) de todas as demais tarefas do ambiente.

A tarefa endereça comandos a todas as tarefas, assim como ã si mesma. Um comando é definido como uma seqüência ordenada de elementos que possibilita a realização de funções de alteração da tabela de roteamento de alteração da configuração do sistema etc.

Essa tarefa envia o comando de entrada do operador, em um bloco de configuração, para a tarefa em questão. Nos vários campos deste bloco são enviados, entre outros, a identidade da tarefa de origem e a de destino, o comando primário, o número de subcomandos do bloco etc.

A resposta de uma tarefa genérica a uma entrada da Taskmo ocorre através de um bloco de configuração de resposta, o qual contém, entre outras (mensagens de erro, no caso de um comando secundário não poder ser executado), as identificações das tarefas de origem e de destino, o número da resposta etc.

4.4.6 - TAREFA DE "DUMP"

Usada para dar saída a um fluxo qualquer de dados que se deseje. A impressão, por exemplo, é obtida através de um comando para a tarefa "DUMP" fechar um determinado arquivo de impressão e, então, passá-lo para o "spooler".

Os possíveis comandos para essa tarefa são: a sua ativação, a mudança do seu modo de saída (decimal, octal, Hexadecimal etc.), e a sua remoção (do ambiente de processamento).

4.5 - O AMBIENTE DE CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE

Este ambiente é composto de um conjunto de processos que estão vinculados ao ambiente aprimorado do Setor de Operação de Missão (Figura 4.2). Os dados são roteados para o processo de Seleção e Ordenação que os distribui em arquivos para cada satélite e para cada tipo de dado, telemetria ou rastreamento. A partir daí, os dados seguem um fluxo como indicado nas Figuras 3.5 e 3.6. O controle de fluxo de dados, bem como o de sincronismo, é realizado por um escalonador de processos.

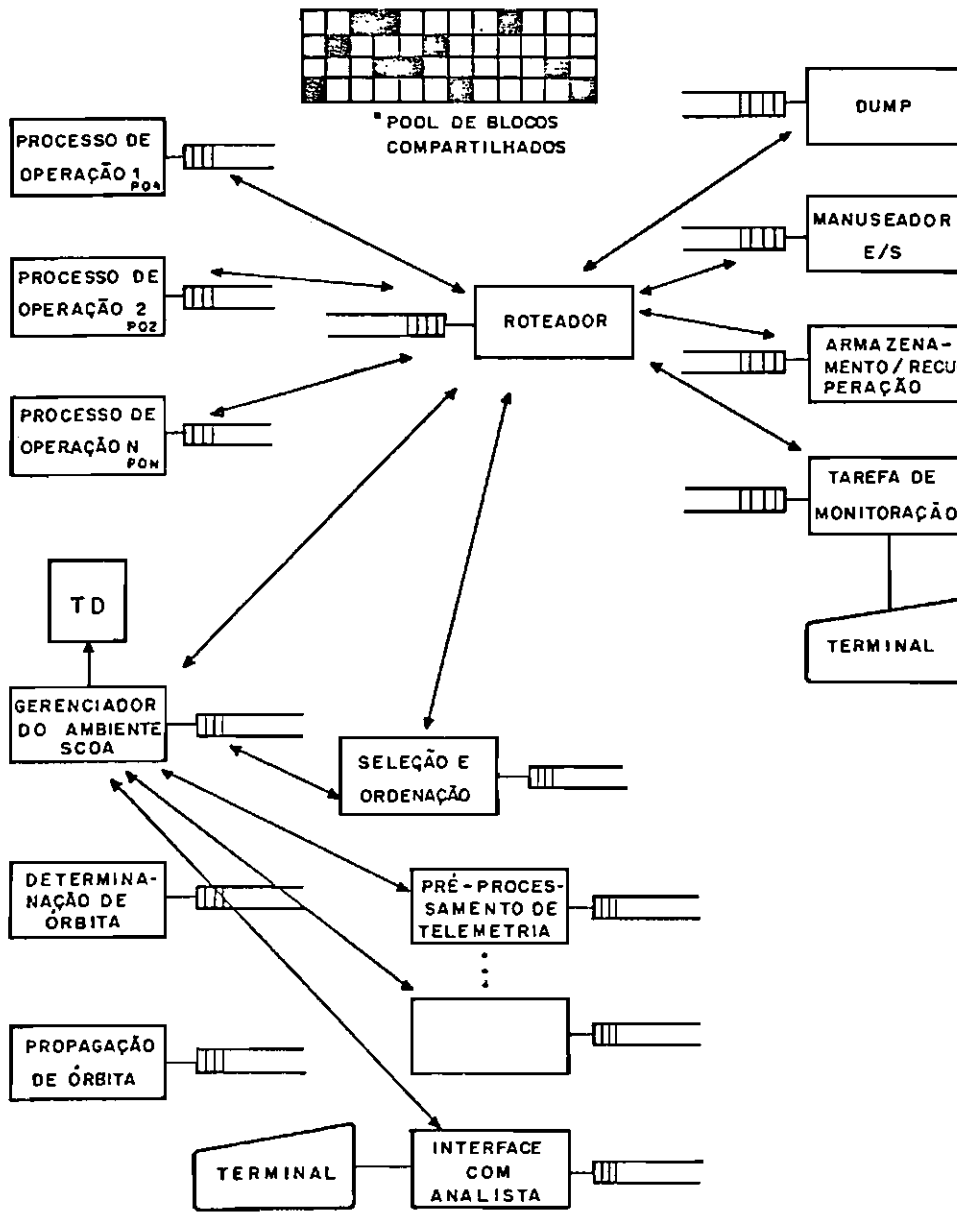


Fig. 4.2 - Relação entre os ambientes do SOM e do SCOA.

Para auxiliar o gerenciamento desse ambiente, propõe-se um conjunto de rotinas para examinar/alterar arquivos intermediários, levantar estatísticas das filas de entrada, criar TD e gerar a respectiva AD, gerenciar a criação/remoção de arquivos intermediários etc. Algumas funções do sistema do SOM são, também, usadas para auxiliar a gerenciar o ambiente de controle de órbita e atitude.

A seguir, apresenta-se cada um dos componentes do ambiente de controle de órbita e atitude, indicando como eles se integram ao conjunto.

4.5.1 - OS PROCESSOS

Cada um dos módulos apresentados nas Figuras 3.5 e 3.6 é um processo do ambiente do Sistema de Controle de Órbita e Atitude (SCOA). Os módulos são elaborados segundo os requisitos apresentados no início do capítulo, de modo a se adaptarem à estrutura deste ambiente. O tamanho de cada módulo foi dimensionado de tal forma que permitisse a execução dos procedimentos de acompanhamento, análise e controle de órbita e atitude, mas sem prejuízo para o sistema de gerenciamento.

Esses processos têm uma fila de entrada associada a cada um deles. Nela são colocadas as mensagens dos arquivos de entrada dos processos pelo escalonador. A cada nova mensagem colocada, o respectivo processo é "acordado" pelo escalonador, a fim de que processe os dados dos arquivos correspondentes.

Após ter terminado o processamento dos dados, o processo escreve um arquivo de saída (ou mais) e envia uma mensagem para o escalonador, informando-o da existência de arquivos com resultados de processamento. Este último, com base nas condições da árvore de decisão, decide qual a tarefa a ser executada. A ativação dos processos ocorre por solicitação do escalonador, mas através do roteador.

Todos os processos desse outro ambiente pertencem também ao ambiente aprimorado do SOM e, portanto, todas as facilidades fornecidas por este último podem ser utilizadas. A diferença entre ambos está no mecanismo de comunicação através de mensagens de arquivos, implantado através do escalonador de processos, e no conjunto de rotinas de apoio ao próprio escalonador e ao usuário.

4.5.2 - OS ARQUIVOS INTERMEDIÁRIOS E OS FIXOS

Existem dois tipos básicos de arquivos a serem utilizados. Os intermediários os que, sendo saída de um processo, são entrada de um outro (ou mais processos). Os fixos são os que não são alterados de uma forma dinâmica durante o processamento, mas consultados a cada reinício. Estes últimos podem ainda ser divididos em dois tipos diferentes: os que são alterados umas poucas vezes durante a operação normal do Centro de Controle, e os que nunca são alterados (arquivos fixos). Todos estes arquivos, fixos ou variáveis, são arquivos em disco, de acesso aleatório.

Os arquivos que às vezes precisam ser atualizados são do tipo: quantidade de hidrazina restante nos reservatórios, correções de calibração de sensores, fatores de correção para impulsos específicos de bocais de jatos de gás etc. Para a sua atualização é, em geral, necessária a presença de um analista e, portanto, de rotinas que o auxiliem nesta tarefa. Estas rotinas são apresentadas mais adiante.

Cada arquivo variável é referenciado por um ponteiro, o qual é enviado do (para o) escalonador para (de) outros processos segundo o conteúdo das árvores de decisão (AD). Quando termina de processar um dado arquivo, o processo envia uma mensagem para o escalonador que pode ou não remover o arquivo. No caso de uma sinalização do processo através de Parâmetros de Controle de Processamento (PCP), é possível prever na AD que eles devem ser encaminhados a um método alternativo de tratamento, o qual pode ser mais eficiente nesse caso. Este fato é possível devido ao controle da remoção de arquivos estar centralizada no escalonador.

O conteúdo dos arquivos fixos e variáveis, que são as entradas e saídas dos processos, pode ser visto nos Apêndices A e B.

Os arquivos fixos são lidos diretamente pelos processos e não são referenciados por ponteiros ou outros mecanismos de software, e não são os recursos do próprio sistema operacional.

4.5.3 - AS FILAS DE MENSAGENS DE ARQUIVOS DE CADA PROCESSO

Cada processo possui duas filas de entrada. A de mensagens de configuração e a de mensagens de dados. Esta é uma característica importante a ser observada, pois o ambiente do SCOA é um apêndice do ambiente aprimorado e, neste aspecto, ambos têm de ser compatíveis.

Através da fila de mensagens de dados é que um processo recebe os ponteiros enviados pelos outros processos. Esta fila é a mesma utilizada no ambiente aprimorado.

Uma área da memória é reservada e dividida em blocos de mesmo tamanho. Cada um destes blocos tem um cabeçalho e uma área reservada para mensagens. No cabeçalho tem-se espaço para as informações que permitem gerenciar a fila; na área de mensagens é que são enviadas sinalizações dos processos para o escalonador. As filas são organizadas de forma que uma entrada é definida pelo seu próprio endereço. Para cada entrada existem dois ponteiros que apontam para as localizações das entradas seguinte e anterior. Para controlar estas operações, existe um conjunto de rotinas para o gerenciamento de filas. Este conjunto de rotinas pertence ao ambiente aprimorado do SOM e é usado para auxiliar o controle do ambiente do SCOA. Uma apresentação mais detalhada deste mecanismo de gerenciamento da fila pode ser vista em Dallat et Kramer, (1984).

A fila dos blocos de configuração é semelhante à dos blocos de dados; o que muda é a forma das mensagens. Um processo do ambiente do SCOA também é um processo do ambiente aprimorado, e precisa

ser configurado para que possa fazer parte destes ambientes. Na descrição do SOM/GSOC, foi apresentada a forma geral do bloco de configuração para este tipo de fila.

4.5.4 - O ESCALONADOR DE PROCESSOS

O escalonador é a figura central no sistema proposto. Ele é o responsável pelo diálogo do roteador do ambiente aprimorado com os processos do ambiente do SCOA. Pode ser decomposto nas partes indicadas na Figura 4.3.

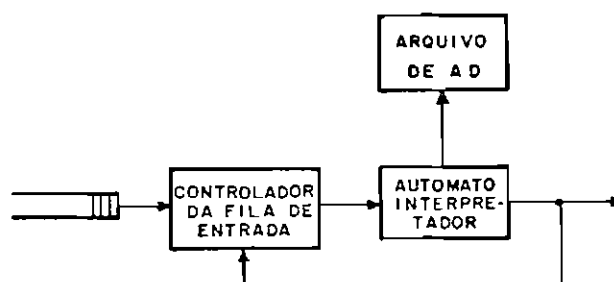


Fig. 4.3 - As partes do escalonador de processos.

O funcionamento do escalonador ocorre da seguinte maneira. A fila entrada é uma estrutura igual à de qualquer outro processo do ambiente de controle de órbita e atitude, e é controlada pelo mesmo conjunto de rotinas. Desta fila, serve-se o Controlador da Fila de Entrada que cria uma tabela associada aos processos ativos desse ambiente e ao "tempo de referência" do conjunto de dados. Um exemplo desta tabela pode ser vista na Figura 4.4 para o caso de um único processo. No exemplo dado, supõe-se que todas as mensagens mostradas correspondem a possíveis entradas do processo em questão. Este, no entanto, para ser ativado precisa que os arquivos A,B,C,D e E correspondentes às suas entradas estejam prontos. Além disto como o dados de diferentes satélites e, mesmo de um único satélite, com diferentes tempos de referência estão circulando pelo ambiente, é necessário um mecanismo que possibilite identificar os arquivos A,B,C,D, e E que estejam em fase entre si. Assim, têm-se duas funções desempenhadas pelo controlador. A primeira é a de correlacionar mensagens com o mesmo tempo de referência. A segunda é a de realizar um E lógico entre as condições para,

então, no caso de todas as entradas estarem presentes, enviá-las ao autômato interpretador.

```
A27, C27
B12, C12, D12
C33, D33, E33
A07, B07, C07, E07
:
```

Fig. 4.4 - Exemplo de uma parte da tabela de entrada (de um único processo).

O autômato, após receber a mensagem já filtrada pelo controlador de entrada, percorre o arquivo de AD para encontrar as ações a serem tomadas. Estas ações são, tipicamente, relacionadas ao número do processo de destino, ao conjunto das mensagens a ser remetido ao processo e à remoção ou não de arquivos anteriores (usadas pelo processo que enviou a mensagem). Após encontrar as ações e as ter executado, o autômato retorna ao controlador da fila de entrada para avaliar outro conjunto de condições de entrada, se este existir.

4.5.4.1 - O ARQUIVO DE ÁRVORES DE DECISÃO

O arquivo de AD é gerado a partir de uma Tabela de Decisão (TD) como a mostrada no final deste trabalho, no Apêndice D. Pelo exame desta TD, nota-se que ela é composta de condições binárias (0 e 1) e outras, com uma faixa de variação maior (número do processo, por exemplo). Deste modo, assim como apresentado no Capítulo 2, esta é uma TD de entrada estendida, que deve ser transformada em um TD de entrada limitada equivalente e, então, convertida em sua AD equivalente. O método de conversão a ser utilizado é o de Shwayder, como o apresentado no Capítulo 2. A principal razão de sua escolha são a sua simplicidade de implementação e a consideração da regra ELSE, no caso de acontecer qualquer situação não prevista na TD.

Para criar a TD e gerar a AD equivalente, existe uma serie de passos que devem ser seguidos, os quais podem ser observados na Figura 4.5.

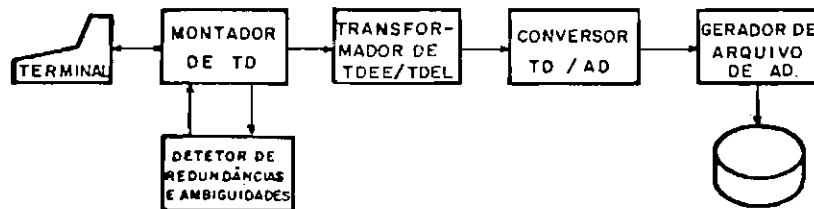


Fig. 4.5 - Procedimento de obtenção do arquivo de AD.

O montador é um programa que interage com o operador, recebendo as regras da TD, uma de cada vez, e analisando-as para a ocorrência de redundâncias e ambiguidades. No caso de ocorrência de um desses dois casos, o operador tem a possibilidade de corrigir a regra no mesmo instante. Após a entrada de todas as regras e com a TD completa, esta última passa a um procedimento de conversão de TD para AD, o qual dará origem ao arquivo de AD a ser usado pelo escalonador.

1) O Conjunto das Condições das Tabelas de Decisão.

Conforme o conjunto que se escolha para as condições das TD, diferentes aspectos do sistema são observados. Como o objetivo é o controle do fluxo de dados e da execução dos processos, torna-se necessária a escolha de um conjunto de condições que permita esse controle. Para que isto seja possível, consideram-se três tipos de condições diferentes. As do primeiro tipo são as que permitem decidir o destino da mensagem no ambiente de processamento, ou seja, a qual processo a mensagem é endereçada. Estas condições são:

- número do processo de origem (da mensagem),
- número do satélite,
- número do processo anterior ao de origem,
- número da estação de rastreamento (de onde se originou a mensagem).

Note-se que a identificação do satélite, apenas, possibilita a escolha dos métodos de tratamento dos dados de atitude adequados a cada caso.

O segundo conjunto de condições possibilita resolver localmente ao processo sobre a existência ou não de todos os arquivos necessários à ativação daquele processo. Estas condições podem ser vistas no Apêndice C. Elas compreendem o conjunto das condições A, B, C, D e E da TD.

O terceiro tipo de condição de entrada são os Parâmetros de Controle de Processamento (PCP). Os PCPs podem ser alterados manualmente pelos operadores, através dos Parâmetros de Controle de Configuração (PCC), nos arquivos fixos de cada satélite, onde existem campos correspondentes aos PCPs. Quando um operador habilita um certo PCC, o PCP correspondente é alterado, bem como o respectivo fluxo de dados. Os PCPs são utilizados pelos próprios processos para sinalizar ao sistema de gerenciamento, a fim de indicar alguma anormalidade, ou por qualquer razão que possa implicar uma medida por parte desse último. Os PCPs previstos são quatro e, considerando que cada um pode ter 2 estados possíveis, têm-se 16 possibilidades que podem ser cobertas por eles. Para cada processo, estas 16 combinações dos PCPs podem ter significados diferentes.

4.5.4.2 - O AUTÔMATO INTERPRETADOR

Segundo Hopcroft (1969), uma árvore de derivação pode ser associada a uma Gramática Livre de Contexto (GLC). Segundo o mesmo autor, uma árvore de derivação é uma descrição natural da derivação de uma forma sentencial particular de uma gramática G. Para que uma árvore seja de derivação para G, sendo $G = (V_n, V_t, P, S)$ uma GLC, é preciso que um conjunto de quatro condições seja satisfeito.

Seja $G = (V_n, V_t, P, S)$ um gramática livre de contexto. Uma gramática é uma árvore de derivação para G se:

- 1) cada \bar{n} tem um rótulo, o qual é um símbolo de G ,
- 2) o \bar{n} da raiz é S ,
- 3) um \bar{n} n tem pelo menos um descendente além de si mesmo e um rótulo A , então A deve estar em V_n ,
- 4) os \bar{n} s n_1, n_2, \dots, n_k são os descendentes diretos do \bar{n} n , em ordem, a partir da esquerda, com rótulos A_1, A_2, \dots, A_k , respectivamente, então:

$$A \rightarrow A_1 A_2 \dots A_k$$

deve ser uma produção em P .

Como se pode notar, uma AD se enquadra nessa definição, pois pode-se considerar que:

$V_n = \{a\}$ símbolos não-terminais,

$V_t = \{C_i, \bar{C}_i\}$ símbolos terminais.

As produções P são da forma:

$S \rightarrow C_i \mid C_i a \mid \bar{C}_i \mid \bar{C}_i a$,

$a \rightarrow C_i \mid \bar{C}_i$.

Portanto, pode-se concluir que as quatro condições acima são facilmente satisfeitas.

Uma AD é um caso mais geral de árvore de derivação, com cada ramo tendo um custo de teste associado e uma probabilidade de que este teste ocorra. Assim, como uma GLC necessita de um autômato de estados finitos para reconhecer sentenças dessa gramática, também uma AD necessita de um autômato do mesmo tipo. Neste segundo caso, as sentenças reconhecidas pelo autômato são as regras da TD, a qual lhe deu origem. Assim, fica provado a existência de um autômato que possa ser usado na estrutura do escalonador.

Esse automato deve, então executar ações de três tipos:

- 1) ativação de processos,
- 2) envio de ponteiros de arquivo de dados,
- 3) remoção de arquivos já utilizados.

A ativação de processos utiliza mecanismos de software do próprio sistema operacional onde o sistema proposto estiver residente. Já o envio de arquivos e a sua remoção das filas exigem um conjunto de rotinas de gerenciamento que auxiliem o autômato nestas tarefas.

4.5.4.3 - O MODELO COMPILADO E O MODELO INTERPRETADO

Existem, pelo menos duas formas diferentes de implementar o escalonador proposto em relação ao autômato e ao arquivo de AD. A forma compilada consiste na conversão do conjunto autômato e do arquivo em um programa numa linguagem aceitável como, por exemplo, uma linguagem de alto nível que aceite construções da forma:

```
IF --- THEN --- ELSE.
```

Uma desvantagem deste método seria o tamanho do programa objeto gerado. Uma outra seria a maior dificuldade de manutenção e atualização deste programa. Um exemplo de sistema deste tipo pode ser visto em Hogger (1977).

A segunda forma é a utilização de um arquivo na forma de uma AD, por um programa interpretador. Esta forma permite uma manutenção mais fácil e, até mesmo, um armazenamento mais compacto. A maior desvantagem é a velocidade de resposta do conjunto ser bem menor (Pooch, 1974).

Entre as duas formas, optou-se pela segunda pelas razões acima descritas, mas nada impede que a primeira solução seja usada.

4.5.5 - O PROCESSO DE SELEÇÃO E ORDENAÇÃO

A cada quadro de dados de telemetria ou rastreamento que seja recebido, o processo de Seleção e Ordenação (Figuras 3.5, 3.6, 4.2) é ativado e armazenado em arquivos correspondentes a cada satélite, a cada tipo de dado e por ordem de tempo associado. Quando uma determinada quantidade de dados é atingida, o processo fecha o arquivo e o envia para o pré-processamento. Nesse instante, associa-se ao arquivo um tempo de referência que possibilitará a identificação de arquivos associados ao primeiro, os quais estejam em fase no decorrer do processamento, através dos vários processos.

Dados do arquivo História da Missão, que sejam recuperados através do SOM, são identificados pelo processo de Seleção e Ordenação como tais e não são misturados com os arquivos do fluxo normal. Estes são montados e quando completados, lançados no fluxo de processamento como um outro arquivo qualquer.

4.5.6 - O CONJUNTO DE ROTINAS DE GERENCIAMENTO AUXILIARES

Para auxiliar o controle do ambiente de processamento, em complementação ao sistema de gerenciamento do SOM, o ambiente do SCOA necessita de um conjunto de rotinas que permita ao analista de missão examinar e analisar arquivos intermediários, examinar e levantar estatísticas das filas etc., além de fornecer os meios para que o escalonador possa desempenhar suas funções. Para isto, propõe-se um conjunto de rotinas, cujos requisitos são descritos a seguir.

4.5.6.1 - REQUISITOS

Dentre os requisitos principais do conjunto de rotinas, podem-se citar os seguintes:

- 1) Garantir a integridade da base de dados.
- 2) Permitir o acesso a todos os arquivos do fluxo de dados, examiná-los, setar os parâmetros e, mesmo, alterar o conteúdo de arquivos, se necessário.
- 3) Levantar estatísticas que possibilitem avaliar o desempenho do sistema.
- 4) Ser acessível de qualquer terminal do sistema.

Com estes requisitos, desenvolveu-se o conjunto de rotinas proposto.

4.5.6.2 - DESCRIÇÃO DAS ROTINAS

Apresentam-se a seguir as rotinas que são usadas no sistema. Quando uma certa rotina já existir no ambiente do SOM/GSOC, sempre que possível deve-se utilizá-la para evitar funções redundantes e dispêndio de esforços desnecessários.

1) Rotina para examinar arquivos intermediários

Os arquivos intermediários são de acesso aleatório (ou direto) e estão organizados na forma de uma tabela ordenada por tempos associados. Esta rotina deve permitir que se examinem os arquivos, que se renovam ou incluam linhas e que se excluam certos dados de uma próxima iteração. Ela pode ser rodada em qualquer um dos terminais do sistema. Deve permitir, também que se "congele" determinado arquivo para que seja possível examiná-lo a posteriori. Quando se utiliza a rotina, a primeira operação realizada é a transferência do arquivo da área do sistema para a área local do usuário. Este último modifica, insere ou elimina dados e, quando o arquivo estiver pronto, uma cópia é feita

em disco substituindo a primeira. No fim desta operação, uma mensagem é mandada para o escalonador, e esse arquivo passa novamente a pertencer ao fluxo de dados normal.

- 2) Rotinas para examinar as filas de entrada dos processos e levantar suas estatísticas,

Como o próprio nome diz, estas rotinas permitem examinar as filas de entrada de mensagens de cada processo, levantando:

- a) o número de mensagens que aguardam processamento,
- b) a qual satélite pertence a mensagem,
- c) o tipo de cada mensagem,
- d) o tempo de fila de cada mensagem,
- e) a falta de alguma mensagem,
- f) as estatísticas que comparam os tamanhos de filas entre os processos,
- g) a ocorrência de erro no arquivo correspondente àquela mensagem,
- h) a identificação de arquivos correspondentes a determinadas mensagens que se queira examinar, e
- i) a remoção de mensagens da fila de qualquer dos processos.

- 3) Atualizar e alterar arquivos fixos

É uma rotina dedicada a alterar arquivos fixos da área do sistema. Cada um destes arquivos tem um conteúdo diferente, mas todos estão ordenados por satélites, por tipos de dados e por versões (atualizações).

A forma de atualização dos arquivos fixos é a mesma dos arquivos intermediários, com a diferença de que estes estão ordenados por tipos de dados, não por ordem de tempo associado.

Para efeitos de integridade da base de dados, um usuário de cada vez deve acessar cada arquivo fixo.

4) Rotina de armazenamento de dados da história da missão

É um processo permanentemente ativo, controlado pelo SOM/GSOC. que armazena, na forma em que são recebidos, os dados de telemetria e rastreamento independentemente do satélite ou da estação de rastreamento de que procedam. Os dados são armazenados sequencialmente, independente do tipo, e mantidos em memória (disco) nas últimas quatro semanas, quando então são passados para a fita.

Para facilitar a reconfiguração do sistema de uma forma mais rápida, alguns dados extras devem ser armazenados em paralelo com esses dados recebidos sem processamento. Os dados extras são os de estado dos equipamentos de bordo de cada satélite, e a órbita e atitude estimadas a cada atualização dos arquivos fixos devem ter uma cópia enviada para a História da Missão. Como tanto as órbitas como as atitudes estimadas (e dados associados) são em pequeno número, em relação aos do fluxo de dados recebidos, os dados extras formam uma base de dados minoritária em relação à primeira. Esta base de dados minoritária pode ser considerada como um relatório da vida do satélite.

5) Rotina de recuperação de dados da história da missão

Recupera os dados armazenados através da rotina de 4), mas seleciona o satélite e o tipo de dado (se telemetria ou rastreamento). Os dados são recuperados dentro de uma faixa de tempo especificada pelo operador e, então, dois tipos de operações acontecem:

- a) Os dados de telemetria ou rastreamento são enviados ao escalador e, depois ao processo de Seleção e Ordenação, como se tivessem sido recebidos no momento.

- b) Alguns campos de arquivos fixos, atualizados com dados da órbita e atitude mais recentes no processamento normal, recebem, em campos paralelos aos já existentes, os dados extras que foram armazenados juntos com os da rotina 1. Estes são os dados do relatório da vida do satélite.

Tendo ocorrido estas duas operações, o sistema processa os dados normalmente.

6) Rotina para criar novas TD/AD

É um pré-processador que dialoga com um analista do Centro de Controle (ou operador qualificado), de modo a receber, de uma forma simbólica, as condições e as ações que o autômato interpretador executa durante sua operação. O seu princípio de funcionamento já foi apresentado antes, neste capítulo, cabendo ressaltar apenas que o arquivo de AD é diferente dos demais, pois fica permanentemente em memória principal (RAM) por razões de eficiência do escalonador. Uma cópia do arquivo de AD é mantida em disco por questões de redundância.

7) Rotinas para gerenciar a criação/remoção de arquivos intermediários.

Os processos, quando dão saída a um conjunto de dados, fazem-no por meio de arquivos, nos quais escrevem suas mensagens. Para isso, requisitam um arquivo para estas rotinas e recebem um ponteiro. Então, através dos recursos normais do sistema operacional, escrevem num arquivo que pode ter qualquer tamanho.

Durante a leitura, o processo recebe o ponteiro, lê o arquivo e então o libera, enviando uma mensagem para o escalonador. Este último, para eliminar o arquivo, chama uma rotina que o remove, liberando espaço em disco. Este mecanismo é bastante semelhante ao da área de blocos de mensagens do SOM, com a diferença de que cada arquivo pode ter um tamanho qualquer.

8) Rotinas para cópia em disco das filas

Uma destas rotinas é acionada toda vez que se faz uma atualização de qualquer das filas de qualquer um dos processos do ambiente do SCOA. Ela copia em disco o mesmo bloco de mensagem que é enviado ao processo. Isto é necessário para a reconfiguração do sistema no caso de uma falha que ocasione a perda do conteúdo da memória principal (volátil) do sistema.

Uma outra rotina é acionada toda vez que um processo retira uma mensagem de sua fila. Esta rotina retira a cópia em disco da mensagem lida, atualizando a imagem das filas dos processos.

A terceira e última rotina é aquela que, uma vez acionada, restaura as filas de entrada dos processos de acordo com a imagem em disco.

CAPÍTULO 5

ANÁLISES E COMENTÁRIOS

Neste capítulo, apresentam-se as conclusões sobre o sistema proposto, ressaltando os pontos relevantes surgidos no decorrer do trabalho.

Inicialmente, apresentam-se as características do sistema proposto em relação a sistemas convencionais.

A seguir discutem-se os problemas encontrados no decorrer do trabalho. Problemas estes, tanto da área de dinâmica orbital como de software.

Finalmente, sugerem-se possíveis melhorias e trabalhos a serem desenvolvidos.

5.1 - CARACTERÍSTICAS DO SISTEMA

As facilidades deste sistema implicam uma relação de vantagens/desvantagens diferentes de outros sistemas. A seguir, são apresentadas as características, inclusive operacionais, que o sistema proposto possibilita.

A tendência atual em termos de controle de atitude para satélites está em satélites cada vez mais autônomos, com a conseqüente redução do suporte em tempo real do equipamento do solo. O sistema apresentado presta-se particularmente para este tipo de aplicação, com vantagens em termos de modularidade, adaptabilidade e operacionalidade.

Modularidade.

A principal característica deste sistema é a sua modularidade. Caso se deseje modificá-lo, para que dê suporte a outros satélites, basta que se acrescente novos módulos ao ambiente de processa

mento e que se gere um arquivo de AD adaptado à nova situação. O sistema de gerenciamento, na forma em que foi proposto, é uma estrutura de propósito geral, que pode dar suporte a vários satélites (respeitadas as limitações de tempo real) de características bastante diversas.

Adaptabilidade.

A modularidade com que foi desenvolvido o conjunto de programas do ambiente de processamento leva a uma correspondente adaptabilidade. Ainda, com o controle do fluxo de dados e do sincronismo feito de uma forma centralizada, a maioria dos problemas inerentes a sistemas convencionais (Janin, 1979) pode ser minimizada. Em primeiro lugar, as extensões do software original devem ser feitas através de módulos, os mais independentes possíveis uns dos outros. Estes módulos devem ter suas entradas e saídas compatíveis com as do fluxo de dados que vão receber, fornecer e ter suas funções (operações realizadas sobre os dados) bem definidas e conhecidas. Depois disto, basta alterar a TD e gerar uma AD equivalente para que o sistema incorpore as novas funções. Como se pode notar, praticamente não é necessário saber como o sistema é programado para realizar qualquer alteração. Não importa se quem programou este último módulo foi a mesma pessoa que programou os demais. E, caso se deseje adicionar outras funções ao sistema (ou mesmo retirar), tudo pode ser feito de uma forma bastante simples, facilmente reversível e de fácil documentação. O fato de os programas crescerem até o ponto de não mais poderem ser entendidos (e/ou tornarem-se ineficientes) diminui bastante, assim como as possibilidades de erros.

O controle centralizado do sistema possibilita esta flexibilidade, pois o que se altera num dos módulos não implica modificações nos demais, o que não é verdade em outros Centros de Controle.

Operacionalidade.

Em termos de operação, existe uma diferença fundamental entre os sistemas convencionais e o sistema proposto. No primeiro caso, o analista tem acesso aos dados de uma forma indireta, ou seja,

somente através das rotinas auxiliares de gerenciamento e/ou através da Taskmo do ambiente aprimorado. Isto acontece porque a base de dados está residente na área do sistema e o operador necessita de um conjunto de rotinas que o auxiliem a examiná-las.

A ativação/desativação dos processos também é feita de uma forma indireta através do roteador, isto implica a utilização de uma tarefa para realizar a função de interface homem/roteador. No ambiente proposto, por questões de controle de sincronismo, só pode existir uma única tarefa que realize estas operações; esta tarefa é a Taskmo.

5.2 - PROBLEMAS ENCONTRADOS

No decorrer deste trabalho apareceram algumas dificuldades que foram superadas ou contornadas, conforme o caso. A seguir, apresentam-se as consideradas mais importantes.

Levantamento das funções do CC e dimensionamento dos módulos.

O dimensionamento dos módulos foi um dos maiores problemas encontrados. A princípio, o motivo foi o desconhecimento do que seria controlado pela TD/AD. Conhecia-se bem o potencial das TDs/ADs, mas faltava conhecer as necessidades em termos de gerenciamento de software e de um Sistema de Controle de Órbita e Atitude (SCOA). Com base em DFVLR (1983) e em INPE (1984) foi possível levantar as necessidades de um sistema de gerenciamento convencional. A partir de então, constatou-se que existem dois fluxos de dados principais:

- o dos dados de órbita e
- o dos dados de atitude,

além de algumas trocas de dados entre eles. Neste ponto, o trabalho prosseguiu com um levantamento de todas as funções a serem executadas em ambos os fluxos de dados. Estas funções foram agrupadas em módulos,

de maneira que as interfaces fossem minimizadas. Este último ponto é de grande importância, pois implica uma maior ou menor complicação do que seria gerenciado através das TDs/ADs. Essas interfaces são detalhadas nos Apêndices A, B e C.

Com base nas possíveis interfaces e, portanto, nas respectivas necessidades de um sistema de gerenciamento, é que se decidiu pela subdivisão do software em módulos, como os apresentados nas Figuras 3.5 e 3.6.

Entradas e saídas dos módulos.

Devido ao fato de não ter sido possível obter uma descrição detalhada do software de Controle de Órbita e Atitude de nenhum Centro de Controle, esta parte do trabalho foi a que exigiu maior esforço do autor em relação às demais. As informações relativas às diversas entradas/saídas estavam quase sempre diluídas em trabalhos de várias naturezas, ou não eram disponíveis. Foi necessária a realização de vários levantamentos de todas as interfaces a serem usadas junto às publicações disponíveis; após algumas iterações, foi possível ter uma visão global que permitiu a convergência para o conjunto dos módulos proposto. A utilização de um método de especificação de programas e de metodologias de engenharia de software (adequada ao projeto de sistemas de grande porte, como este), mesmo que utilizada parcialmente auxiliou a elaboração do sistema. As figuras apresentadas no Capítulo 3 são similares às de um DFD (Chris Gane, 1983), e Apêndice B pode evoluir para um dicionário de dados.

O tamanho das tabelas de decisão.

Um outro problema que sempre exigiu muita atenção é o das combinações das condições de entrada das TDs. Caso se façam estas combinações, é possível obter até algumas características extras, possivelmente bastante desejáveis. No entanto, o seu custo é muito alto,

acarretando um crescimento demasiado da TD/AD. Este problema pode ser melhor entendido através de um exemplo.

Considere-se o caso de um ambiente de processamento com posto de 3 processos A, B, e C, com entradas A1, A2, B1, B2 e C1. Com estas entradas monta-se uma TD, a exemplo do que se apresenta no Apêndice D, mas com uma diferença: agora todas as condições de entrada de cada processo são consideradas ao mesmo tempo. Deste modo, a TD toma o aspecto da Figura 5.1. Como se pode ver por esta figura, quando se tem qualquer uma das três primeiras regras, a ação a tomar é bastante óbvia. O problema acontece quando começa a haver entradas presentes em mais de um processo ao mesmo tempo. Isto acontece na regra 4, e a TD, entre os dois processos A e C, dá preferência ao segundo, o que não aconteceu na quinta regra, nem nas seguintes. Nota-se que houve apenas uma combinação das condições de entrada, de modo a cobrir todas as possibilidades. No caso de haver 42 processos (como é o caso do sistema proposto) com uma média de três entradas diferentes cada um, isto leva a uma TD com as seguintes dimensões:

a) Número de condições de entrada:

42 processos x 3 entradas cada = 126 condições.

b) Número de regras:

Existem 42 processos diferentes, e cada uma de suas entradas pode ou não existir em cada instante; portanto, pode-se ter:

- Uma única entrada em 42 posições diferentes:

$$\binom{42}{1} = \frac{n!}{(n-p)!p!} = \frac{42!}{41!1!} = 42 \text{ regras.}$$

- Combinação de duas entradas em 42 posições diferentes:

$$\binom{42}{1} = \frac{42!}{40!2!} = 861 \text{ regras.}$$

- Combinação de três entradas em 42 posições diferentes:

$$\binom{42}{1} = \frac{42!}{39!3!} = 11480 \text{ regras.}$$

... ..

- Combinação de 42 entradas em 42 posições diferentes:

$$\binom{42}{42} = \frac{42!}{0!42!} = 1 \text{ regra.}$$

Somando essas regras todas, tem-se:

$$\sum_{k=1}^{42} \binom{42}{k} = 4,4 \times 10^{12},$$

o que dá uma idéia da dimensão da TD necessária, caso se desejasse cobrir todos os casos possíveis. Portanto, é muito importante escolher quais são as condições de entrada da TD, de modo a garantir a possibilidade de implementação do sistema.

	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7	R8
A1	1	0	0	1	0	1	1	0
A2	1	0	0	1	0	1	1	0
B1	0	1	0	0	1	1	1	0
B2	0	1	0	0	1	1	1	0
C1	0	0	1	1	1	0	1	0
AÇÕES	A	B	C	C	B	B	A	ELSE

Fig. 5.1 - Combinações das regras de uma TD.

É possível embutir na TD/AD condições que possibilitem tratar o problema da separação de condições de instantes diferentes. Através de um exemplo, apresenta-se esta outra situação. Considere-se, então, a TD da Figura 5.2, onde as condições A_i são do processo A; as condições B_i , do processo B; e as C_i , do processo C. O índice i indica o instante de tempo que aquele conjunto de condições ficou pronto para ser enviado ao respectivo processo.

	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7	R8	R9
A1	1	0	0						
A2	I	1	0		0			0	
A3	I	I	1						
B1				1	0	0			
B2		0		I	1	0		0	
B3				I	I	1			
C1							1	0	0
C2		0			0		I	1	0
C3							I	I	1

AÇÕES → A1 A2 A3 B1 B2 B3 C1 C2 C3

Fig. 5.2 - Exemplo de tabela de decisão.

Examinado a TD da Figura 5.2, pode-se interpretar na regra dois, por exemplo, que: se não acontecer A_1 , se acontecer A_2 , se acontecer ou não A_3 , (pois é indiferente) e todas as demais entradas não acontecerem, então deve-se processar o conjunto de dados correspondente a A_2 . Se se interpretar de maneira semelhante as regras 1 e 3 desta figura, percebe-se que há uma prioridade decrescente da primeira para a terceira regra, o mesmo acontecendo com as entradas B_i e C_i . Dois problemas podem acontecer neste caso:

- O primeiro surge por ocasião do aparecimento de A_4 (ou um A_i , com $i \geq 4$, qualquer), o que não está previsto na TD. Isto exige que a TD seja montada prevendo todas as possíveis entradas, o que aumenta muito, mas de modo linear,
- O segundo problema implica o aparecimento de condições de dois processos diferentes ao mesmo tempo. A TD precisa cobrir todas as combinações possíveis que possam ocorrer num caso semelhante ao visto no exemplo anterior. O número de regras cresce exponencialmente e a TD deixa de ter aplicação prática.

Como se viu dois exemplos, é necessário evitar a situação em que a combinação das condições de entrada possa ocorrer. Quando isto acontece, a situação deixa de ser tratável.

5.3 - MELHORIAS FUTURAS

Muitas funções podem ainda ser incorporadas ao sistema proposto. A TD/AD permite a tomada de decisão com base em uma grande quantidade de dados (por isto é usada como ferramenta auxiliar em uma série de processos decisórios); portanto, muitas funções de um operador/analista podem ser transferidas para ela.

Fluxos alternativos.

Uma das facilidades que pode ser implantada no decorrer do uso do sistema proposto é o estabelecimento de vários fluxos alternativos para um mesmo tipo de dado, isto no caso de acontecer algum problema durante o processamento do fluxo nominal. Por exemplo, se ocorrer frequentemente um problema de não-convergência do processo Determinação de Órbita por Filtro de Kalman por qualquer motivo, é possível que este processo sinalize para o escalonador através dos PCPs, e este último canalize aquele fluxo de dados problemático para o processo de Determinação de Órbita por Mínimos Quadrados antes de sinalizar para o operador, avisando-o de que houve um problema.

Vários fluxos alternativos podem ser incluídos no decorrer do uso do sistema. Em alguns casos especiais, podem ser adicionados módulos extras que realizem determinadas operações, as quais são frequentemente requisitadas pelo analista de missão. Um outro exemplo ajudaria a esclarecer as idéias. Quando um determinado conjunto de dados apresentar muitas inconsistências, é comum o analista suspender o processamento, analisar os dados, retirar aqueles que considera ruins e reiniciar o processamento. Para esta análise, se for feito um programa que a realize, e se este for incluído no sistema como mais um processo, então toda vez que o escalonador for passar os arquivos para o analista examinar, passará primeiro pelo "programa analista" que tentará resolver o problema relativo ao caso trivial. Caso este último não o consiga, os arquivos são normalmente passados ao analista. Isto, em alguns casos, pode resolver o problema, diminuindo a necessidade da intervenção humana. (Figura 5.3).

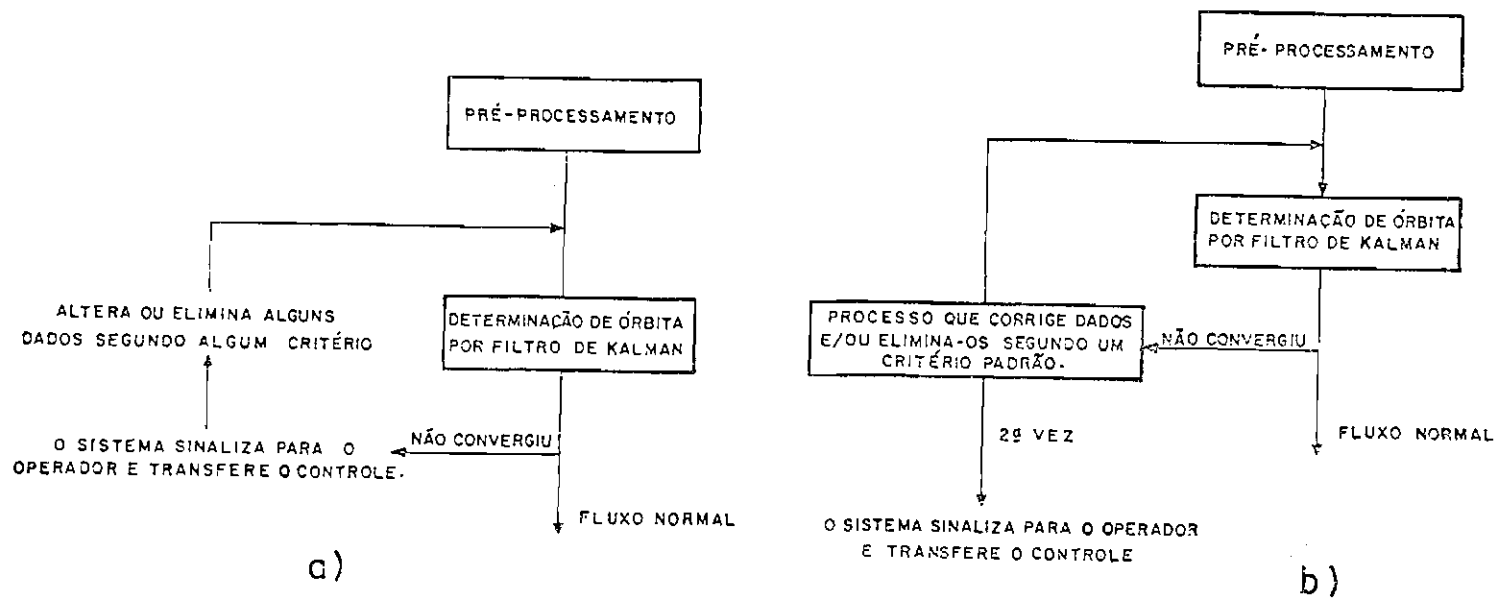


Fig. 5.3 - Exemplo de fluxo alternativo.

A arquitetura proposta não torna o sistema automático, o que seria quase impossível. Ela apenas aumenta, ou possibilita aumentar, seu grau de automatismo.

Probabilidade de ocorrência de uma regra.

Assim como foi visto no Capítulo 2, o modelo completo de uma TD inclui a probabilidade de ocorrência de cada regra. Esta probabilidade é necessária no método de transformação de TD para AD. Para que as AD geradas sejam cada vez mais eficientes, é interessante fazer estatísticas de percorrimento da AD durante a operação normal do sistema, e com elas calcular as probabilidades de ocorrência de cada regra.

A tendência é fazer esse tipo de estatística toda vez que, ocorrer alguma alteração no ambiente de processamento (colocar ou retirar outros módulos, aumentar o número de satélites suportados etc.).

A estrutura proposta funcionando como um controlador.

Considerando o conjunto das condições de entrada como as do sistema (SCOA) e as ações como os controles correspondentes a elas, pode-se ter uma situação como a representada na Figura 5.4.

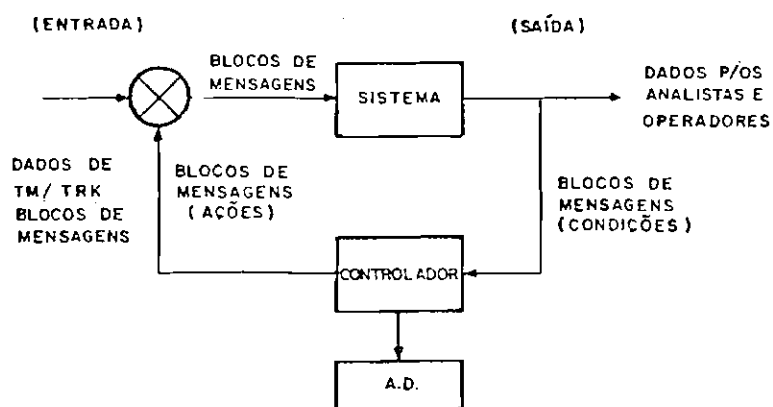


Fig. 5.4 - O sistema proposto como um sistema realimentado.

Caso se considere o escalonador como um controlador, a representação toma a forma de um sistema realimentado. Note-se que a unidade de comunicação, pelo menos neste nível de representação, é baseada em blocos de mensagem. A entrada corresponde aos dados de telemetria e rastreamento que chegam para ser processados, e a saída são os dados para uso dos analistas e operadores. A diferença entre os sistemas de controle normais está na AD que serve como uma *função de controle*, a qual é consultada a cada conjunto de condições recebido.

Essa forma de controle tem um grande potencial em automação e robótica, nos processos que possam ser definidos por combinações de entradas discretas.

Ainda com base nesse enfoque, acredita-se que seja possível a utilização de conceitos da teoria de controle para a escolha das condições de entrada (observabilidade) e das ações de saída (controlabilidade), de maneira que seja minimizada e/ou melhorada a AD e, consequentemente, a eficiência do conjunto. De um modo geral, não são estes dois conceitos, mas quaisquer outros que sejam aplicáveis, devem trazer benefícios para a estrutura proposta.

A aplicação da estrutura da Figura 5.4 pode ser ainda mais vantajosa em outras aplicações do que para o Centro de Controle. Para o caso de robôs, ou até controle de atitude autônomo a bordo, uma implementação desta em microcomputador pode se tornar muito útil e simples. Há necessidade de estudos para determinar a viabilidade de sua utilização em cada caso, mas acredita-se que poderão haver situações em que esse tipo de controle seja vantajoso, em particular aqueles que necessitem de decisões em níveis mais externos (Rouse, 1981).

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- BAYER, A.J. A dynamic programming algorithm to optimize decision table code. 1984. *Australian Computer Journal*, 5(2):77-79, May, 1973.
- CAPELLARI, W.F.; VELEZ, C.E. *Mathematical theory of the Goddard Trajectory Determination System*. Greenbelt, MD, NASA-Goddard Space Flight Center, Apr., 1976 (NASA TMX-71106).
- CEBALLOS, D.C. *Uma estrutura geral para o software de aplicação ao controle de missões espaciais*. São José dos Campos, INPE, Jun. 1982. (INPE-2442-PRE/143).
- DALLAT, J; KRAMER, H.J. *Control center software design eutelsat study.*, [Obberpfaffenhofen], DFVLR-GSÖC-MAS, Feb. 16, 1984.
- DFVLR. *Data processing and control system review*. Obberpfaffenhofen, May, 4/5, 1983.
- DOMB, U.; PEREIRA, M.T.R.F. *Analysis of tracking system configuration for the BRASA-1 satellite mission*. São José dos Campos, INPE, Jun. 1985. (INPE-3562-RPI/131).
- EGLER, J.F. A procedure for converting logic table conditions into an efficient sequence of test instructions. *Communications of the ACM*, 6(8):510-514, Sept. 1963.
- GANE, C.; SARSON, T. *Análise estruturada de sistemas*. Rio de Janeiro, Livros Técnicos e Científicos Editora. 1985.
- HARTMANN, C.R.P.; VARSHNEY, P.K.; MEHROTRA, K.G.; GERBERICH, C.L. Application of information theory to the construction of efficient decision trees. *IEEE Transactions on Information Theory*. II=28 (4):565-577, July 1982.
- HOGGER, F.I. The decision table approach to reliable software, In: CONFERENCE ON SOFTWARE RELIABILITY. Pittsburgh, PA, July, 20,21, 23, 1977. S.I., IAEA/Westinghouse, s.d. [1977].

- HOPCROFT, J.E.; ULMAN, J.D. *Formal Languages and their Relation to Automata*. Reading, MA., Addison-Wesley, 1969.
- INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS. Departamento de Mecânica Espacial e Controle. Projeto ANACO. *Especificação do subsistema de acompanhamento, análise e controle de missões*. [São José dos Campos], 1984.
- INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS. Departamento de Computação Aplicada. (INPE-DCA Projeto SOM). *Especificação do Projeto Setor de Operações de Missão*. Fev., 1985, V3. Datilografado.
- JANIN, G. *Mission analysis for terrestrial satellites and planetary orbiters: software design and algorithm description*. Paris, ESA, Aug., 1979. (ESA STM-208).
- Software for the rescue of non nominal missions. In: *International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics*, Darmstadt, FRG, 18-22 May 1981. *Proceedings*, s.n.t. (ESA SP-160, 1981).
- JAZWINSKI, A.R. *Stochastic processes and filtering theory*. New York, NY, Academic, 1970.
- KING, P.J.H.; JOHNSON, R.G.; Some comments on the use of ambiguous decision tables and their conversion to computer programs. *Communications of the ACM*, 16(5):287-290, May, 1973.
- LEVY, D.; *Cours de technologie spatiale; la technonogie des experiences scientifiques spatiales. Les moyens sol pour les satellites a difilement et geostationnaires*, s.l., CNES, 1980.
- MARTELLI, A; MONTANARI, V. Optimizing decision trees through euristically guided search. *Communications of the ACM*, 21(12): 1025-1039, Dec., 1978.
- MEIROVITCH, L. *Methods of Analytical Dynamics*. New York, N.Y. MacGraw-Hill, 1970.
- MORET, B.M.E. Decision trees and diagrams. *ACM Computing Surveys*, 14(4):594-626, Dec., 1982.
- ORLANDO, V. *Técnicas de pré-processamento e validação de dados em de terminação de órbita e atitude de satélites artificiais*. São José dos Campos, INPE, Fev. 1983. (INPE-2652-RPI/078).

- PILCHOWSKI, H.U.; SILVA, W.C.C.; FERREIRA, L.D.D. *Introdução à mecânica celeste*. São José dos Campos, INPE, Jun. 1981. (INPE-COM 4/RPE).
- POLLACH, S.L. Conversion of limited entry decision tables to computer programs. *Communications of the ACM*, 8(11):677-682, Nov., 1965.
- POOCH, U.W. Translation of decision tables. *ACM Computing Surveys*, 6(2):72-99, June, 1974.
- REINWALD, L.T.; SOLAND, R.M. Conversion of limited entry decision tables to optimal computer programs I: minimum average processing time. *Journal of the ACM*, 13(3):339-358, July, 1966.
- ROUSE, W.B. Human-computer interaction in the control of dynamics systems. *Computing Surveys*, 13(1):71-99, Mar., 1981.
- SCHUMACHER, S.; SEVCIK, K.C. The synthetic approach to decision table conversion. *Communications of the ACM*, 19(6):343-351, June, 1976.
- SHANNON, C.E. Mathematical theory of communication. *Bell System Technical Journal*, 27(3):379-423, July, 1948.
- SHWAYDER, K. Conversion of limited entry decision tables to computer programs. A proposed modification to Pollack's algorithm. *Communications of the ACM*, 14(2):69-73, Feb., 1971.
- TAUSWORTHE, R.C. *Standardized development of computer software*. Englewood Cliffs, NJ, Prentice Hall, 1979, P.1.
- WAGNER, W.E.; VELEZ, C.E. ed. *Goddard trajectory determination subsystem mathematical specifications*. Greenbelt, MD, Goddard Space Flight Center, Mar., 1972.
- WERTZ, J.R. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Hingham, MA, D. Reidel, 1978.
- ZOBLER, D.; WINTERHOLER, M.; CARROU, J.P. *Pretraitement technologique Pretraitement par satellite, Preparation des archives. Preparation et mise a jour des fichiers. Gestion d'un ajustment d'orbite numerique*. [Toulouse], CNES, 1982, V1.

APÊNDICE A

DESCRIÇÃO DAS ENTRADAS E SAÍDAS DOS MÓDULOS

Neste apêndice apresenta-se uma descrição dos programas em termos de suas entradas e saídas, procurando representar um conjunto típico dos programas de Análise de Missão. Esta descrição, sempre que possível, baseia-se nas especificações do INPE (1984) e de Levy (1980). Este conjunto, no entanto, não esgota todas as possibilidades de uma missão. Considera-se que todos os dados necessários a um processo, e que não constem desta descrição são gerados internamente a ele. Os números entre parênteses, que seguem cada descrição, corresponde ao número de palavras (de computador) que a descrição representa.

A.1 - PROCESSAMENTO DE DADOS DE RASTREIO

A.1.1 - PRÉ-PROCESSAMENTO 1

ENTRADAS sats 1,2 e 3

Quadros de dados de rastreo brutos	14
Identificador da estação de rastreo	1
Identificador do satélite	1
Quantidade de quadros de entrada	1
Identificador do tipo de quadro de rastreo	1
Vetor de estado orbital do satélite	1
Dados de estações	25
Dados do satélite	1
Constantes físicas e matemáticas	1
Parâmetros de controle de configuração do programa	7

SAÍDAS

Quantidade de dados prē-processada.	1
Dados prē-processados de rastreamento.	10
Instantes associados.	10
Identificação da estação de rastreamento.	1
Identificação do satēlite.	1
Estatística dos erros.	4
Indicadores de qualidade dos dados.	10
Parâmetros de controle de processamento.	4
Identificação do processo de operação.	1

A.1.2 - CONVERSÃO PARA UNIDADES DE DISTÂNCIA E CORREÇÃO DO TEMPO ASSO CIADO

ENTRADAS

Quadros de dados de rastreio brutos.	700
Constantes físicas e matemáticas.	1
Quantidade de dados de entrada.	1
Identificação do tipo de quadro de rastreio.	1
Identificação do satēlite.	1
Identificação da estação de rastreio.	1
Dados de estações de rastreio.	19
Dados do satēlite.	1
Parâmetros de controle de configuração	7

SAÍDAS

Dados de rastreo convertidos para unidades de distância.	700
Instantes associados.	350
Identificação da estação de rastreo.	1
Identificação do processo de operação.	1
Dados de estações de rastreo.	1
Identificação do satélite.	1
Quantidade de dados processados.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.3 - GERAÇÃO DOS DADOS CALCULADOS

ENTRADAS

Instantes associados corrigidos.	350
Identificação do tipo de quadro de dados de rastreo.	1
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação.	1
Dados do quadro de rastreo.	1
Dados do satélite.	1
Dados da terra.	6
Vetor de estado orbital do satélite.	300
Dados de estação de rastreo.	6
Parâmetros de controle de configuração.	6

SAÍDAS

Dados calculados de rastreo.	700
Instantes associados.	50
Identificação do tipo de quadros de dados de rastreo.	1
Identificação do satélite.	1
Identificação de que é um dado calculado.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.4 - PRÉ-PROCESSAMENTO FINAL DE RASTREIO

ENTRADAS satélite 1.

Dados calculados de rastreio.	700
Instantes associados aos dados calculados.	350
Quantidade de dados calculados de entrada.	1
Identificação da estação de rastreio.	1
Dados corrigidos de rastreio.	700
Quantidade de dados com tempos corrigidos.	1
Instantes associados aos dados corrigidos.	350
Dados de estações de rastreio.	20
Identificação do satélite.	1
Identificação de que é um dado calculado.	1
Dados do satélite.	1
Dados do quadro de rastreio.	1
Dados da Terra.	6
Vetor de estado orbital do satélite.	300
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS satélite 1.

Dados pré-processados de rastreio.	300
Instantes associados.	2100
Quantidade de dados pré-processados.	1
Identificação da estação de rastreio.	1
Identificação do satélite.	1
Estatística dos erros das medidas.	4
Indicadores de qualidade dos dados.	300
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.5 - DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA

Métodos preliminar, mínimos quadrados e filtro de Kalman.

ENTRADAS sats 1,2,3, preliminar.

Dados de rastreo pré-processados.	300
Instantes associados.	2100
Dados de estações de rastreo.	6
Identificação do satélite.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	300
Dados da Terra.	1
Identificação da estação de rastreo.	1
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS

Vetor de estado orbital.	6
Instante associado.	7
Identificação do processo de operação.	1
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sats 1,2,3, mínimos quadrados

Dados de rastreo pré-processados.	300
Instantes associados.	2100
Dados de estações de rastreo.	6
Vetor de estado orbital inicial.	6
Matriz de covariância associada.	36
Identificação do satélite.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	300
Constantes físicas e matemáticas.	451
Vetor de estado da atitude.	350
Parâmetros de controle de configuração.	

SAIDAS

Vetor de estado obrital.	6
Matriz de covariância.	36
Instante associado.	7
Identificação do processo de operação.	1
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de processamento.	1

ENTRADAS sats 1,2,3, filtro de Kalman.

Dados de rastreo prē-processados.	300
Instantes associados.	2100
Dados de estações de rastreo,	6
Vetor de estado orbital inicial.	6
Matriz de covariância associada.	36
Identificação do satélite.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	300
Cosntantes físicas e matemáticas.	451
Vetor de estado da atitude.	350
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAIDAS

Vetor de estado orbital.	6
Matriz de covariância.	36
Instante associado.	7
Identificação do processo de operação.	1
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.6 - PROPAGAÇÃO DE ÓRBITA

Um método numérico e um semi-analítico. Ambos para os três satélites.

ENTRADAS sats 1,2,3, numérico.

Vetor de estado orbital inicial.	6
Identificação do satélite.	1
Matriz de covariância associada.	36
Instante associado.	7
Dados da Terra.	10
Constante físicas e matemáticas.	460
Dados do satélite.	11
Instante inicial e final.	14
Dados de atuadores.	36
Vetor de estado da atitude propagado.	420
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Trajetoória propagada (vetor de estado orbital propagado.	300
Instantes associados.	350
Matriz de covariância propagada.	36
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sats 1,2,3, semi-analítico.

Vetor de estado orbital inicial.	6
Identificação do satélite.	1
Matriz de covariância associada.	36
Instante associado.	7
Dados da Terra.	10
Dados do satélite.	11
Instantes inicial e final.	14
Dados de atuadores.	36
Vetor de estado da atitude: propagado.	420
Constantes físicas e matemáticas.	460
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Trajetória propagada (vetor de estado orbital propagado.	300
Instante associados.	350
Matriz de covariância propagada.	36
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.7 - MANOBRA DE DISPARO DE MOTOR DE APOGEU (AMF)

Um método para cada satélite geossíncrono.

ENTRADAS satélite 2.

Vetor de estado orbital do satélite.	6
Identificação do satélite.	1
Matriz de covariância associada.	36
Instante associado.	7
Dados da Terra.	10
Dados do satélite.	11
Constantes físicas e matemáticas.	460
Atitude propagada para o período.	350
Instantes inicial e final.	14
Dados de atuadores.	36
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Vetor de estado orbital final.	6
Instante associado.	7
Matriz de covariância propagada.	36
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat. 3.

Vetor de estado orbital do satélite.	6
Identificação do satélite.	1
Matriz de covariância associada.	36
Constantes físicas e matemáticas.	460
Instante associado.	7
Dados da Terra.	10
Dados do satélite.	11
Atitude propagada para o período.	350
Instantes inicial e final.	14
Dados de atuadores.	36
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Vetor de estado orbital final.	6
Matriz de covariância propagada.	36
Instantes associados.	7
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.8 - PREVISÃO DE ECLIPSES.

ENTRADAS sats 1,2,3.

Vetor de estado orbital propagado.	300
Instantes associados.	350
Parâmetros de controle de configurações.	4
Identificação do satélite.	1

SAÍDAS

Instantes em que o satélite se encontra na sombra da Terra ou da Lua	300
Constante indicativa da quantidade de luz recebida.	1
Identificação do processo de operação.	1
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.9 - TRAÇO NO SOLO

ENTRADAS sats 1,2,3.

Vetor de estado orbital propagado.	300
Instantes associados.	350
Parâmetros de controle de configuração.	4
Identificação do satélite.	1
Coordenadas dos correspondentes pontos da órbita projetados sobre a superfície terrestre.	300
Instantes associados.	350
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.10 - VISIBILIDADE DE ESTAÇÕES

ENTRADAS sats 1,2,3.

Vetor de estado orbital propagado.	300
Instantes associados.	350
Identificação da estação de rastreamento.	1
Dados de estações de rastreamento.	2
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Instantes em que o satélite pertence ao cone de visibilidade da estação de rastreio.	350
Vetor de estado orbital (nos instantes acima) no sistema de coordenadas topocêntrico.	300
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreio.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.11 - PADRÃO DE PROCURA DE ANTENA.

ENTRADAS sats 1,2,3.

Vetor de estado orbital no sistema topocêntrico.	300
Instantes associados.	350
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreio.	1
Dados de estações de rastreio.	5
Parâmetros de controle de configuração.	5

SAÍDAS

Dados para acionamento da antena.	100
Identificação da estação de rastreio.	1
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	6

A.1.12 - MANOBRAS DE JATOS DE GASES

Um método para cada satélite geossíncrono. Correção de órbita. Para controle de deriva/excentricidade, mudanças em torno da órbita nominal, mudança da inclinação da órbita etc.

ENTRADAS sat 2.

Identificação do satélite.	7
Vetor de estado orbital do satélite.	6
Instante associado.	7
Vetor de estado da atitude.	7
Instante da manobra.	7
Vetor de estado orbital desejado.	6
Dados de atuadores.	36
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Identificação do satélite.	1
Vetor de estado orbital resultante.	6
Instante associado.	7
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat 3.

Identificação do satélite.	1
Vetor de estado orbital do satélite.	6
Instante associado.	7
Vetor de estado da atitude.	7
Instante da manobra.	7
Vetor de estado orbital desejado.	6
Dados de atuadores.	36
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Identificação do satélite.	1
Vetor de estado orbital resultante.	6
Instante associado.	7
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.13 - CONTROLE DE INCLINAÇÃO DE ÓRBITA

Um método para cada satélite geoestacionário.

ENTRADAS sat 2.

Identificação do satélite.	1
Instante associado.	7
Vetor de estado orbital do satélite.	6
Vetor de estado da atitude.	7
Número de dias para a próxima manobra.	1
Duração aproximada da manobra.	2
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Instante exato da manobra.	7
Velocidade requerida.	1
Atuadores a serem usados na manobra.	20
Ordem de acionamento.	20
Duração e fase dos disparos.	2
Atitude do eixo do satélite no qual será realizado a manobra.	6
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat 3.

Identificação do satélite.	1
Instante associado.	7
Vetor de estado orbital do satélite.	6
Vetor de estado da atitude.	7
Número de dias para a próxima manobra.	1
Duração aproximada da manobra.	2
Parâmetros de controle de configuração.	3

SÁIDAS

Instante exato da manobra.	7
Velocidade requerida.	1
Atuadores a serem usados na manobra.	20
Ordem de acionamento.	20
Duração e fase dos disparos.	2
Atitude do eixo do satélite no qual será realizada a manobra.	6
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.1.14 - ANÁLISE DE CONDIÇÕES DE INJEÇÃO

Um método para cada satélite.

ENTRADAS sat 1.

Identificação do satélite.	1
Vetor de estado orbital do satélite.	300
Vetor de estado da atitude do satélite.	350
Instante associado.	350
Dados de estações de rastreamento.	1
Dados de temperatura do satélite (telemetria).	250
Dados de sensores.	4
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Dados para análise de energia de manobra.	50
Dados de condições de utilização de sensores.	350
Condições de visibilidade de estações de rastreamento.	50
Dados para análise das condições térmicas do satélite.	150
Instante associado.	350
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat 2.

Identificação do satélite.	1
Vetor de estado orbital do satélite.	300
Vetor de estado da atitude do satélite.	350
Instante associado.	350
Dados de estações de rastreamento.	1
Dados de temperatura do satélite (telemetria).	250
Dados de sensores.	4
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Dados para análise de energia de manobra.	50
Dados de condições de utilização de sensores.	500
Condições de visibilidade de estações de rastreamento.	50
Dados para análise das condições térmicas do satélite.	150
Instante associado.	350
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat 3.

Identificação do satélite.	1
Vetor de estado orbital do satélite	300
Vetor de estado da atitude do satélite.	350
Instante associado.	350
Dados de estações de rastreio.	1
Dados de temperatura do satélite (telemetria).	250
Dados de sensores.	4
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Dados para análise de energia de manobra.	50
Dados de condições de utilização de sensores.	500
Condições de visibilidade de estações de rastreio.	50
Dados para análise das condições térmicas do satélite.	150
Instante associado.	350
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

PROCESSAMENTO DE RASTREIO

A.2.1 - PRÉ-PROCESSAMENTO DE TELEMETRIA

Um método para cada um dos três satélites.

ENTRADAS sat 1.

Dados brutos de telemetria	28
Vetor de estado orbital.	6
Identificação do satélite.	1
Dados do satélite.	9
Quantidade de dados de entrada.	1
Identificação da estação de rastreio.	1

Dados de estações de rastreo.	6
Dados dos sensores.	82
Parâmetros de Controle de Configuração.	8

SAÍDAS

Dados pré-processados de telemetria.	28
Instantes associados.	196
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreo.	1
Identificação do processo de operação.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	28
Estatísticas dos erros das medidas.	14
Quantidade dos dados de saída.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat 2.

Dados brutos de telemetria.	2300
Vetores de estado orbital.	600
Identificação do satélite.	1
Quantidade de dados de entrada.	1
Identificação da estação de rastreo.	1
Dados de estações de rastreo.	6
Dados do satélite.	9
Dados dos sensores.	45
Parâmetros de controle de configuração.	8

SAÍDAS

Dados pré-processados de telemetria.	2300
Instantes associados.	16100
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreo.	1
Identificação do processo de operação.	1

Indicadores de qualidade dos dados.	2300
Estatísticas dos erros das medidas.	14
Quantidade dos dados de saída.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS sat 3.

Dados brutos de telemetria.	4500
Instantes associados.	700
Identificação do satélite.	1
Quantidade de dados de entrada.	1
Identificação da estação de rastreamento.	1
Dados de estações de rastreamento.	6
Dados de atuadores.	3
Dados dos sensores.	89
Dados do satélite.	9
Parâmetros de controle de configuração.	8

SAÍDAS

Dados pré-processados de telemetria.	4500
Instantes associados.	21500
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreamento.	1
Identificação do processo de operação.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	4500
Estatísticas dos erros das medidas.	14
Quantidade dos dados de saída.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.2 - CORREÇÃO DOS TEMPOS ASSOCIADOS AOS DADOS

ENTRADAS

Dados brutos de telemetria.	2800
Quantidade dos dados de entrada.	1
Vetor de estado orbital.	600
Dados de estações de rastreamento.	6
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreamento.	1
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS

Dados de telemetria.	2800
Identificação do satélite.	1
Instantes associados.	700
Identificação da estação de rastreamento.	1
Identificação do processo de operação.	1
Quantidade de dados processada.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.3 - GERAÇÃO DE DADOS CALCULADOS DE TELEMETRIA

Para o satélite 1.

ENTRADAS

Instantes corrigidos.	100
Vetores de estado da atitude (propagada).	700
Dados dos sensores do satélite 1.	88
Vetor de estado orbital.	600
Dados da Terra.	10
Dados da estação de rastreamento.	6
Identificação do satélite.	1
Dados dos quadros de telemetria.	30
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Dados de telemetria calculados.	2800
Identificação do satélite.	1
Instantes associados.	700
Identificação de que é um dado calculado.	100
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.4 - PRÉ-PROCESSAMENTO FINAL DE TELEMETRIA

ENTRADAS sat 1.

Quantidade de dados brutos de entrada.	1
Quantidade de dados calculados de entrada.	1
Dados de telemetria.	2800
Dados de telemetria calculados.	2800
Instantes associados.	700
Dados dos sensores.	82
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de configuração.	9

SAÍDAS

Dados pré-processados de telemetria.	2800
Indicadores de qualidade dos dados.	2800
Instantes associados.	19600
Estatística dos erros das medidas.	14
Identificação do satélite.	1
Quantidade de dados de saída.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.5 - DETERMINAÇÃO DE ATITUDE (PRELIMINAR)

Um método para cada um dos três satélites.

ENTRADAS satélite 1.

Vetor de estado orbital do satélite.	300
Vetores de observação.	800
Incerteza das referências.	3
Dados dos sensores.	5
Instantes associados.	350
Identificação do satélite.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	800
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS satélite 1.

Dados do estado da atitude.	33
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS satélite 2.

Vetor de estado orbital do satélite.	300
Vetores de observação.	500
Incerteza das referências.	3
Dados dos sensores.	3
Instantes associados.	350
Identificação do satélite.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	500
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS satélite 2.

Dados do estado da atitude.	33
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS satélite 3.

Vetor de estado orbital do satélite.	300
Vetores de observação.	1850
Incerteza das referências.	3
Dados dos sensores.	7
Instantes associados.	350
Identificação do satélite.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	1850
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS satélite 3.

Dados do estado da atitude.	33
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.6 - DETERMINAÇÃO DA ATITUDE = MÍNIMOS QUADRADOS

Para os três satélites.

ENTRADAS

Vetores de observações da atitude.	800
Dados dos sensores.	3
Instantes associados às medidas.	5600
Vetor de estado orbital do satélite.	300

Identificação da estação de rastreo.	1
Identificação do satélite.	1
Dados de estações de rastreo.	6
Vetor de estado da atitude (propagado).	350
Matriz de covariância da atitude.	49
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS

Dados do estado da atitude.	82
Identificação do satélite.	1
Vetor posição do Sol.	3
Identificação do processo de operação.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.7 - DETERMINAÇÃO DE ATITUDE = FILTRO DE KALMAN

Um programa para os três satélites.

ENTRADAS sats 1,2,3.

Vetor de estado orbital do satélite.	6
Dados de sensores.	82
Vetores de observação.	16
Instantes associados.	112
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreo.	1
Indicadores de qualidade dos dados.	16
Atitude estimada inicial (propagada).	7
Matriz de covariância associada.	49
Instante associado.	7
Parâmetros de controle de configuração.	2

SAÍDAS

Dados do estado da atitude.	82
Identificação do satélite.	1
Identificação do processo de operação.	1
Vetor posição do Sol.	3
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.8 - ANÁLISE DE ESTICAMENTO DO MASTRO

Somente para o primeiro satélite.

ENTRADAS

Vetor de estado da atitude no instante inicial.	15
Identificação do satélite.	1
Instante final da análise.	7
Comprimento esticado do mastro.	1
Dados do satélite.	23
Matriz de covariância no instante inicial.	49
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Vetor de estado da atitude nos instantes intermediários e final	300
Incerteza angular axial.	3
Identificação do satélite.	1
Instantes intermediários e final.	350
Matriz de covariância no instante final.	49
Matriz de transição de estado.	49
Comprimento desenrolado do mastro.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.9 - PROPAGACÃO DA ATITUDE

Um método para cada satélite.

ENTRADAS satélite 1,

Vetor de estado da atitude.	15
Instante final.	7
Identificação do satélite.	1
Dados do satélite.	23
Matriz de covariância do estado inicial.	49
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS satélite 1,

Vetor de estado da atitude nos instantes intermediário e final.	700
Identificação do satélite.	1
Instantes intermediário e final.	700
Matriz de covariância no instante final.	49
Matriz de transição de estado.	49
Identificação do processo de operação.	1
Incerteza angular axial.	3
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS satélite 2,

Vetor de estado da atitude.	15
Instante final.	7
Identificação do satélite.	1
Dados do satélite.	23
Matriz de covariância do estado inicial.	49
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS satélite 2.

Vetor de estado da atitude nos instantes intermediário e final.	700
Instantes intermediário e final.	700
Matriz de covariância no instante final.	49
Matriz de transição de estado.	49
Identificação do processo de operação.	1
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

ENTRADAS satélite 3.

Vetor de estado da atitude.	15
Instante final.	7
Identificação do satélite.	1
Dados do satélite.	23
Matriz de covariância do estado inicial.	49
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS satélite 3.

Vetor de estado da atitude nos instantes intermediário e final.	700
Instantes intermediário e final.	700
Matriz de covariância no instante final.	49
Matriz de transição de estado.	49
Identificação do processo de operação.	1
Identificação do satélite.	1
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.10 - CONTROLE DE APONTAMENTO

São para o segundo satélite.

ENTRADAS

Vetor de estado da atitude.	7
Identificação do satélite.	1
Instante associado.	7
Instante da manobra.	7
Número de dias para a próxima manobra de apontamento.	1
Parâmetros de controle de configuração.	3

SAÍDAS

Atitude inicial atualizada para o instante inicial da manobra.	7
Instante associado.	7
Atitude final depois da manobra	7
Instante associado.	7
Atitude em intervalos intermediários durante a manobra	350
Magnitude e fase de precessão.	2
Número de pulsos de jatos.	1
Fase dos pulsos.	1
Pares de bocais de jatos a serem utilizados.	2
Parâmetros de controle de processamento.	4

A.2.11 - AQUISIÇÃO EM ÓRBITA DE TRANSFERÊNCIA

São para o terceiro satélite.

ENTRADAS

Vetor de estado da atitude.	7
Matriz de covariância.	49
Instante associado.	7

Vetor de estado orbital.	6
Vetor posição do Sol.	3
Dados de sensores.	242
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação de rastreamento.	1
Dados de estações de rastreamento.	7
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Dados para envio de telecomandos:

Habilitação das fases de aquisição:

do Sol,	1
da Terra,	1
fina.	1
Dados para o operador.	n

A.2.12 - AQUISIÇÃO DE ATITUDE EM ÓRBITA QUASE-GEOSINCRONA

São para o satélite 3.

ENTRADAS

Vetor de estado da atitude.	7
Matriz de covariância.	49
Instante associado.	7
Vetor de estado da órbita.	6
Vetor posição do Sol.	3
Dados de sensores.	242
Identificação do satélite.	1
Identificação da estação.	1
Dados de estações de rastreamento.	7
Parâmetros de controle de configuração.	4

SAÍDAS

Dados para envio de telecomandos:

Habilitação das fases de aquisição:

do Sol,	1
da Terra,	1
fina,	1

Dados para o operador.	n
------------------------	---

APÊNDICE B

DETALHAMENTO DAS ENTRADAS DOS MÓDULOS

Neste apêndice apresenta-se um detalhamento das entradas dos módulos descritos no Apêndice A. Os valores entre parênteses indicam a dimensão da variável correspondente.

QUADRO DE DADOS BRUTOS DE TELEMETRIA:

- 1) Identificação do satélite (1).
- 2) Medidas do magnetômetro em três eixos (3).
- 3) Temperaturas do satélite (satélite 1:(30), satélites 2 e 3:(15)).
- 4) Medidas dos sensores solares de fenda (2).
- 5) Medidas dos sensores solares V-slit (1).
- 6) Medidas dos sensores de horizonte estáticos (2).
- 7) Medidas dos sensores de horizonte (1).
- 8) Dados dos reservatórios de hidrazina (9).
- 9) Velocidades das rodas de reação (3).
- 10) Medidas dos giroscópios (3).
- 11) Instante associado ao quadro (1).
- 12) Taxa de amostragem (1).
- 13) Dados indicativos do estado das baterias (6).
- 14) Comprimento esticado do mastro (1).

QUADRO DE DADOS BRUTOS DE RASTREIO

- 1) Identificação do satélite (1).
- 2) Instante associado ao quadro (7).
- 3) Medidas grosseiras de alcance (4).
- 4) Medidas grosseiras de variação de alcance (4).
- 5) Medidas grosseiras de azimute (1).
- 6) Medidas grosseiras de elevação (1).
- 7) Taxa de amostragem do quadro (1).
- 8) Identificação do tipo de quadro de dados de rastreamento (1).

DADOS DE SENSORES

1) Dados de sensores solares de fenda:

- a) identificação do sensor (1),
- b) matriz de rotação (9),
- c) variâncias do erro aleatório que refletem a precisão de cada sensor (2),
- d) Índice de refração do cristal em cada sensor (1),
- e) altura do cristal do sensor (1),
- f) erros de desalinhamento do sensor (3),
- g) campo de visada de cada sensor (1),
- h) posição do sensor em relação aos eixos principais do satêlite (3),
- i) data de atualização desses dados (9).

2) Dados de sensores solares V-slit:

- a) identificação do sensor (1),
- b) variâncias do erro aleatório que refletem a precisão de cada sensor (1),
- c) Índice de refração do cristal de cada sensor (1),
- d) altura do cristal do sensor (1),
- e) erros de desalinhamento do sensor (3),
- f) campo de visada de cada sensor (1),
- g) data de atualização desses dados (7).

3) Dados de sensores de horizonte:

- a) identificação do sensor (1),
- b) matriz de rotação (9),
- c) campo de visada (1),
- d) bias (1),
- e) incertezas da medida (1),
- f) data de atualização desses dados (7).

4) Dados de sensores de horizonte estáticos:

- a) identificação do sensor (1),
- b) matriz de rotação (9),
- c) campo de visada (1),
- d) índice de refração do cristal do sensor (1),
- e) altura do cristal do sensor (1),
- f) erros de desalinhamento do sensor (3),
- g) posição do sensor em relação aos eixos principais do satélite (3),
- h) data de atualização dessas medidas,
- i) incertezas das medidas (2).

5) Dados de magnetômetro:

- a) identificação do sensor (1),
- b) posição do magnetômetro em relação aos eixos principais (3),
- c) fator de escala (1),
- d) bias (1),
- e) incertezas das medidas (3),
- f) data de atualização desses dados (7).

6) Dados de giroscópios (3 eixos):

- a) identificação do sensor (1),
- b) matriz de rotação (9),
- c) correções de calibração (bias) (3),
- d) incertezas das medidas (3),
- e) data de atualização desses dados (7),

7) Dados de sensores de temperatura:

- a) identificação do sensor (1),
- b) tipo do sensor (1),
- c) incertezas das medidas (1),
- d) tabela que relaciona tensão com temperatura (240).

8) Sensor do comprimento esticado do mastro:

- a) identificação do sensor (1),
- b) fator de escala (1),
- c) incertezas de medida (1).

DADOS DOS SATÉLITES

1) Dados dos "transponders" de bordo:

- a) atraso constante de retransmissão de sinal (1).

2) Momentos principais de inércia (9).

3) Massa do satélite (1).

4) Dados do reservatórios de hidrazina:

- a) identificação do reservatório (1),
- b) pressão atual (1),
- c) pressão nominal (1),
- d) temperatura atual (1),
- e) temperatura nominal (1),
- f) aquecimento (1),
- g) massa de hidrazina (1),
- h) massa de hidrazina consumida desde o início de sua vida útil (1).

5) Frequência de "clock" de contador interno (1).

6) Rotação atual da parte girante (1).

7) Dados das baterias:

- a) temperatura máxima e mínima (2),
- b) corrente máxima (1),
- c) faixa de tensão de trabalho (2),
- d) tensão nominal (1),
- e) tensão atual (1),
- f) data de atualização desses dados (7).

8) Quantidade de movimento angular de painéis extensíveis (1).

9) Temperaturas nominais de vários pontos do satélite (30).

10) Data de atualização desses dados (7).

- 11) Comprimento esticado do mastro (1).
- 12) Massa da ponta do mastro (1).
- 13) Dimensões principais do satélite (geometria) (9).
- 14) Áreas frontais de cada módulo do satélite (3).

DADOS DE ESTAÇÕES DE RASTREIO

- 1) Localização da estação (6).
- 2) Frequência do enlace (1).
- 3) Frequência de polarização (1).
- 4) Frequência de referência (1).
- 5) Tons de frequência para resolução de ambiguidade (4).
- 6) Desvio padrão dos erros aleatórios das medidas de:
 - a) variação de alcance (1),
 - b) alcance (1),
 - c) azimuth (1),
 - d) elevação (1),
 - e) ganho (1).
- 7) Somatória dos erros sistemáticos de calibração dos equipamentos de solo (1).
- 8) Valor da correção de sincronização dos instantes associados (1).

9) Erros sistemáticos conhecidos para as medidas de:

- a) azimute (1),
- b) elevação (1),
- c) alcance (1),
- d) variação de alcance (1),
- e) ganho (1),

10) Effective Isotropic Radiated Power (E.I.R.P.).

11) Altura da estação acima do nível do mar.

12) Ângulos e limitações da estação de rastreio:

a) velocidade de rastreio em cada eixo:

- azimute (1),
- elevação (1);

b) precisão de apontamento:

- azimute (1),
- Elevação (2);

c) ângulo mínimo de rastreio sobre o horizonte (1).

DADOS DE ATUADORES

1) Dados de rodas de reação:

- a) identificação da roda de reação (1),
- b) identificação de pane (1),
- c) quantidade de movimento angular nominal (1),

- d) rotação atual (1),
- e) erros de desalinhamento (3),
- f) data da última atualização desses dados (7),
- g) posição da roda de reação em relação aos eixos principais de inércia do satélite (3).

2) Dados dos bocais de jatos de gases:

- a) identificação do bocal (1),
- b) indicador de pane (1),
- c) matriz de rotação (9),
- d) potência (1),
- e) impulso específico (1),
- f) relação com reservatório de hidrazina (2),
- g) desalinhamentos do bocal (2),
- h) constante de calibração de impulso (1),
- i) constante de calibração de fase (1).

3) Curva de queima do motor de apogeu:

É uma tabela que relaciona o tempo ao empuxo.

CONSTANTES FÍSICAS E MATEMÁTICAS

- 1) Velocidade da luz no vácuo (1).
- 2) Raio equatorial da Terra (1).
- 3) Constante de gravitação da Terra (1).
- 4) Idem 3) ao quadrado (1).
- 5) Velocidade de rotação angular da Terra (1).
- 6) Velocidade de rotação angular da Terra em torno do Sol (1).

- 7) Aceleração da gravidade (1).
- 8) Distância da Terra ao Sol (1).
- 9) Raio do Sol (1).
- 10) Raio da Lua (1).
- 11) Distância da Terra à Lua (1).
- 12) Harmônicos do geopotencial da Terra (450).
- 13) Constante de gravitação universal (1).
- 14) Pi (1).
- 15) Duas vezes pi (1).
- 16) Pi ao quadrado (1).

PARÂMETROS DE CONTROLE DE CONFIGURAÇÃO

- 1) Indicador de procedimento de suavização (1).
- 2) Indicador do procedimento de compressão (1).
- 3) Indicador de procedimento de modelagem de erros do sensores (1).
- 4) Indicador da quantidade de dados a serem processados (1).
- 5) Indicador da quantidade de dados a serem comprimidos de cada vez (1).
- 6) Indicador de procedimento de correção dos erros de refração atmosférica (1).
- 7) Indicador de saída na forma gráfica (1).
- 8) Indicador de saída na forma de tabela (1).
- 9) Indicador do número de saídas intermediárias (1).
- 10) Indicador do número de iterações possíveis até a convergência do algoritmo (1).
- 11) Indicador de padrão de procura para a antena (1).
- 12) Indicador da quantidade de dados propagados de atitude/órbita de entrada (1).

DADOS COMPARTILHADOS DE ÓRBITA E ATITUDE

1) Dados compartilhados de órbita:

a) vetor de estado orbital atualizado:

- . instante associado (7),
- . indicador do tipo de parametrização (1),
- . elementos da órbita (6).

2) Dados compartilhados de atitude:

a) Vetor de estado da atitude atualizado:

- . instante associado (7),
- . indicador do tipo de parametrização (1),
- . elementos da atitude (7).

DADOS DO ESTADO DA ATITUDE

1) Vetor de estado da atitude:

- a) instante associado (7),
- b) indicador do tipo de parametrização (1),
- c) elementos da atitude (7).

2) Matriz de covariância (49),

3) Incerteza angular axial nos 3 eixos (3).

4) Descrição das medidas utilizadas:

- a) indicador de qualidade dos dados (1),
- b) período dos dados de entrada (14).

DADOS DO ESTADO ORBITAL

1) Vetor de estado orbital:

- a) indicador do tipo de parametrização (1),
- b) elementos da órbita (6),
- c) instante associado (7).

2) Matriz de covariância (36).

3) Descrição das medidas utilizadas:

- a) indicador de qualidade dos dados (1),
- b) período dos dados de entrada (14),
- c) estação de rastreamento que realizou as medidas (1).

ESTATÍSTICAS DOS ERROS DAS MEDIDAS

1) Desvios padrões dos dados pré-processados de rastreamento:

- a) de alcance (1),
- b) de variação de alcance (1),
- c) de azimute (1),
- d) de elevação (1).

2) Desvios padrões dos dados pré-processados de telemetria:

- a) dos sensores solares de fenda (3),
- b) dos sensores solares V.slit (1),
- c) dos sensores de horizonte (1),
- d) dos sensores de horizonte estáticos (1),

- e) do magnetômetro (3),
- f) dos giroscópios (3),
- g) dos transdutores de temperatura (1),
- h) do sensor de comprimento esticado do mastro (1).

VETORES DE OBSERVAÇÃO DA ATITUDE

É o mesmo que dados de telemetria prē-processados, ou seja:

- 1) Medidas dos sensores solares prē-processadas (2).
- 2) Medidas dos sensores solares V.slit prē-processadas (1).
- 3) Medidas dos sensores de horizonte prē-processadas (2).
- 4) Medidas dos sensores de horizonte estáticos prē-processadas (2).
- 5) Medidas do magnetômetro prē-processadas (3).
- 6) Medidas dos giroscópios prē-processadas (3).
- 7) Medidas do comprimento esticado do mastro prē-processadas (1).
- 8) Medidas de temperatura prē-processadas (1).

DADOS DE RASTREIO PRÉ-PROCESSADOS

- 1) Dados de alcance prē-processados (1).
- 2) Dados de variação de alcance prē-processados (1).
- 3) Dados de azimute prē-processados (1).
- 4) Dados de elevação prē-processados (1).
- 5) Indicador do tipo de dado (1).

DADOS DOS QUADROS DE TELEMETRIA

- 1) Identificação do tipo do quadro (1).
- 2) Taxa de amostragem (1).
- 3) Descrição do conteúdo de cada campo de quadro (28).
- 4) Identificação do satélite (1).

DADOS DOS QUADROS DE RASTREIO

- 1) Identificação do tipo de quadro de dados de rastreo (1).
- 2) Identificação da estação de rastreo (1).
- 3) Taxa de amostragem (1).
- 4) Descrição do conteúdo de cada campo de quadro (14).

DADOS DE ENTRADA E SAÍDA

- 1) Indicador da quantidade de dados de E/S.
- 2) Identificador da estação de rastreamento (1).
- 3) Quantidade de dados processada (1).
- 4) Identificação do satélite (1).
- 5) Indicador da qualidade do conjunto de dados.
- 6) Identificação do processo de operação de origem.

DADOS DA TERRA

- 1) Vetor campo magnético (4).
- 2) Dados da atmosfera:
 - a) altura limite inferior da ionosfera (1),
 - b) altura de escala da troposfera (1),
 - c) refratividade superficial onde se situa a estação de rastreio (1).
 - d) altitude em que se dá a máxima densidade de elétrons (1),
 - e) altura de escala da ionosfera (1),
 - f) densidade máxima de elétrons (1).

ATITUDE PROPAGADA

- 1) Identificação do satélite (1).
- 2) Referência ao programa de determinação de atitude (1).
- 3) Atitude determinada (7).
- 4) Instante associado (7).
- 5) Matriz de covariância associada (49).
- 6) Indicador de qualidade das medidas (1).
- 7) Período dos dados de entrada (14).
- 8) Quantidade de dados de saída (1).

- 9) Vetor de estado da atitude:
 - a) instante associado (7),
 - b) indicador do tipo de parametrização (1),
 - c) elementos da atitude (7),
- 10) Matriz de covariância (49),

ÓRBITA PROPAGADA

- 1) Identificação do satélite (1),
- 2) Referência do programa de determinação de órbita (1),
- 3) Órbita determinada (6),
- 4) Instante associado (1),
- 5) Matriz de covariância associada (36),
- 6) Descrição das medidas utilizadas:
 - a) estação de rastreamento que realizou as medidas (1),
 - b) período dos dados de entrada (14),
 - c) indicador de qualidade das medidas (1),
- 7) Quantidade de dados de saída (1),
- 8) Vetor de estado orbital do satélite:
 - a) indicador do tipo de parametrização (1),
 - b) elementos da órbita (6),
 - c) instante associado (7),
- 9) Matriz de covariância (36),

DADOS PARA MANOBRA

- 1) Identificação do satélite (1),
- 2) Número de referência (1).
- 3) Descrição da manobra:
 - a) data de início (7),
 - b) duração da manobra (4),
 - c) número dos bocais de jatos de gás (2),
 - d) fase dos jatos de gás (1),
 - e) massa de hidrazina a ser consumida (1),
 - f) impulsos específicos de cada bocal (2),
 - g) duração de cada impulso (1),
 - h) número do reservatório de hidrazina (1).

DADOS PARA ARMAZENAMENTO

- 1) Indicador do tipo de dado (1).
- 2) Quantidade de dados (1).
- 3) Identificação do satélite (1).
- 4) Dados com instante associado (7),
- 5) Indicadores de qualidade dos dados acima (1).
- 6) Estatística dos erros:
 - a) desvio padrão dos dados para armazenamento (1).

APÊNDICE C

CONJUNTO DE CONDIÇÕES PARA ATIVAÇÃO DOS PROCESSOS

Neste apêndice apresenta-se o conjunto das condições a serem satisfeitas para que se possa ativar um dado processo. Cada condição, na realidade, é a existência ou não de um determinado arquivo de entrada de um dado processo. Quando todas as condições forem satisfeitas para um dado processo, isto implica que todos os seus arquivos já existem e, portanto, pode-se ativá-lo para o processamento dos dados de entrada. No diagrama de fluxo de dados, apresentam-se todos os arquivos (e estruturas de dados) que serão acessados no decorrer do processamento. Uma parcela desses arquivos (ou estruturas) não varia com o tempo e, portanto, não são condições de entrada de nenhum processo, pois estes arquivos existem sempre.

PROCESSAMENTO DE DADOS DE RASTREIO

1) Seleção e Ordenação

Este é um processo permanentemente ativo, que não é controlado dinamicamente pelo sistema de gerenciamento.

2) Conversão para unidades de distância e correção dos tempos associados (rastreo):

a) dados de rastreo de entrada.

3) Geração dos dados calculados (rastreo):

a) tempos associados corrigidos,

b) órbita propagada para os instantes associados.

4) Prē-processamento final:

- a) ōrbita propagada para os instantes associados,
- b) dados calculados para os instantes associados,
- c) dados de entrada com os instantes associados.

5) Prē-processamento (do tipo 2) de rastreio:

- a) ōrbita propagada,
- b) dados de rastreio de entrada.

6) Determinaçaō de ōrbita. Mētodo preliminar:

- a) dados de rastreio prē-processados.

7) Determinaçaō de ōrbita, Mīnimos quadrados:

- a) dados de rastreio prē-processados,
- b) ōrbita estimada ou ōrbita propagada.

8) Determinaçaō de ōrbita, Filtro de Kalman:

- a) dados de rastreio prē-processados,
- b) ōrbita estimada ou ōrbita propagada.

9) Propagador de ōrbita semi-analītico:

- a) ōrbita estimada,
- b) atitude propagada ou atitude estimada,
- c) tempos associados ou parāmetros de Controle de Configuraçaō (P.C.C.)

10) Propagador de órbita numérico:

- a) órbita estimada,
- b) atitude propagada,
- c) tempos associados ou parâmetros de Controle de Configuração (P.C.C.).

11 e 12) Manobra de Apogee Motor Firing (AMF):

- a) órbita estimada,
- b) atitude propagada,
- c) tempos associados.

13) Previsão de eclipses:

- a) órbita propagada.

14) Traço no solo:

- a) órbita propagada (ou órbita estimada (caso mais simples)).

15) Visibilidade de estações:

- a) órbita propagada (ou órbita estimada (num caso mais simples)).

16) Padrão de procura de antena:

- a) órbita propagada nos períodos de visibilidade da estação de ras
treio.

18 e 19) Manobras de jatos:

- a) órbita estimada,
- b) atitude estimada,
- c) órbita propagada.
- d) atitude propagada.

23 e 24) Controle de inclinação:

- a) órbita estimada,
- b) atitude estimada,
- c) órbita propagada,
- d) atitude propagada.

20,21 e 22) Análise de injeção:

- a) órbita estimada,
- b) órbita propagada,
- c) atitude estimada,
- d) atitude propagada,
- e) dados de TM pré-processados: temperaturas de sensores térmicos.

PROCESSAMENTO DOS DADOS DE TELEMETRIA

31) Correção dos tempos associados:

- a) dados de telemetria,
- b) órbita propagada.

32) Geração de dados calculados:

- a) tempos associados corrigidos,

- b) atitude propagada,
- c) órbita propagada.

33) Prē-processamento final:

- a) dados de TM com tempos corrigidos,
- b) dados calculados de TM corrigidos.

34) Prē-processamento TM de dados (do tipo 2) do satēlite 1:

- a) dados de telemetria,
- b) órbita propagada.

35) Prē-processamento TM do satēlite 2:

- a) dados de telemetria,
- b) órbita propagada.

36) Prē-processamento TM do satēlite 2:

- a) dados de telemetria,
- b) órbita propagada.

37) Determinação de atitude preliminar do satēlite 1.

- a) dados prē-processados,
- b) órbita propagada para os instantes associados.

38) Determinação de atitude preliminar do satēlite 2:

- a) dados prē-processados,
- b) órbita propagada para os instantes associados.

39) Determinação de atitude preliminar do satélite 3.

- a) dados pré-processados,
- b) órbita propagada para os instantes associados.

40) Determinação de atitude por Mínimos Quadrados:

- a) atitude estimada ou propagada,
- b) órbita propagada,
- c) dados pré-processados.

41) Determinação de atitude por Filtro de Kalman:

- a) atitude estimada ou propagada,
- b) órbita propagada,
- c) dados pré-processados.

42) Análise de esticamento do mastro:

- a) dados de TM: comprimento esticado,
- b) atitude estimada ou propagada,

43) Propagação da atitude do satélite 1:

- a) atitude estimada ou propagada,
- b) tempos associados ou P.C.C.

44) Propagação da atitude do satélite 2:

- a) atitude estimada ou propagada,
- b) tempos associados ou P.C.C.

- 45) Propagação da atitude do satélite 3:
- a) atitude estimada ou propagada,
 - b) tempos associados ou P.C.C.
- 46) Visualização da atitude:
- a) atitude propagada ou atitude estimada.
- 47) Aquisição em órbita de transferência (satélite 2):
- a) atitude estimada ou propagada,
 - b) tempos (de análise) ou P.C.C.
- 48) Controle de apontamento:
- a) atitude estimada (ou propagada),
 - b) órbita estimada (ou propagada).
- 49) Aquisição em órbita geossíncrona:
- a) atitude estimada ou propagada,
 - b) órbita estimada ou propagada.

APÊNDICE D

EXEMPLOS DE TABELAS DE DECISÃO

Neste apêndice são mostrados três exemplos de Tabelas de Decisão, uma para cada um dos três satélites controlados. Na verdade, estas três tabelas devem ser condensadas em uma única, com tamanho igual à soma das três, ou seja, a tabela resultante terá um total de regras igual à soma das regras das três tabelas.

A forma das TDs é a mesma da apresentada no Capítulo 2, e elas são todas Tabelas de Decisão de Entrada Estendida (TDEE), ou seja, existem condições que podem ter uma faixa de variação maior do que 0 e 1. Por exemplo, o "número do processo de origem" varia de 1 a 46.

Ao todo, as condições são em número de 14, destas, as quatro primeiras servem para localizar a origem da mensagem no ambiente de processamento e o fluxo de dados do satélite ao qual ela pertence.

As cinco condições seguintes permitem decidir localmente ao processo de destino sobre a sua ativação. É necessário que estejam presentes todos os arquivos de entrada correspondentes a um determinado processo para que seja possível a sua ativação. Isto garante o sincronismo entre a execução dos vários processos.

As últimas quatro condições são os Parâmetros de Controle de Processamento (PCPs), utilizados nas sinalizações dos processos para o Escalonador, o que permite alterar o fluxo de dados em alguns casos.

As ações são de vários tipos. O número do processo a ser ativado é auto-explicativo, e quando houver uma cruz no seu lugar, indica que nenhum processo é ativado (isto acontece nas condições de erro). O S e N correspondem a SIM e NÃO nas demais ações, exceto em "mensagem a ser enviada ao operador". Neste caso, o N significa a ausência de mensagem e o número significa que a mensagem indica qual é o processo no qual houve problema.

Para que fique mais fácil a interpretação das tabelas da
das, pode-se tomar como exemplo o caso das regras grifadas na tabela do
segundo satélite. Na regra 8, pode-se notar que o arquivo é do satélite
2, que provém do processo 7, é indiferente de qual estação provenham os
dados ou o número do processo anterior ao de origem, sendo necessária a
presença de três arquivos de entrada (A,B, e C). Caso este conjunto de
condições ocorra, o Escalonador enviará uma mensagem para o processo 10,
removerá os arquivos utilizados, pelo processo 7, não enviará mensagem
de erro ao operador e não enviará a mensagem para o operador examinar.

Caso se deseje que os dados passem pelo processo 9 (propa
gador de órbita semi analítico), basta que se altere nos arquivos fixos
o campo correspondente ao PCP1 daquele processo, e o novo fluxo já esta
rá estabelecido (exemplo da página D.8 deste apêndice).

Como se pode notar em várias regras da tabela, no caso de
todos os PCPs serem iguais a 1, tem-se uma condição de erro na qual o
operador é automaticamente avisado da ocorrência.

No exemplo a seguir, todos os campos da TD não-preenchi
dos são completados com zeros.

CONDIÇÕES	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Número do Satélite.	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Número do Processo de Origem.	1	1	1	1	1	2	2	2	2	2	5	5	5	5	6	6
Número da Estação de Rastreamento.	3	3	3	2	1	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Número do Processo Anterior ao de Origem.	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
A	1	1	0	I	I	1	1	1	1	I	1	1	1	I	1	1
B	0	1	0	I	I	1	1	1	1	I	0	1	1	I	1	1
C	0	0	0	I	I	0	1	1	1	I	0	0	0	I	0	0
D	0	0	0	I	I	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	0
E	0	0	0	I	I	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	0
PCP 1	0	1	1	I	I	0	0	0	1	1	1	0	0	1	0	0
PCP 2	0	0	1	I	I	0	0	0	0	1	0	1	0	1	0	1
PCP 3	0	0	1	I	I	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0
PCP 4	0	0	1	I	I	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0
<hr/>																
AÇÕES																
Número do Processo a Ativar.	2	5	X	X	X	3	4	9	10	X	6	7	8	X	7	8
Eliminar Arquivos Anteriores.	S	S	N	N	N	S	S	S	S	N	S	S	S	N	S	S
Passar os endereços dos arquivos do processo (que deu erro) para o Operador.	N	N	S	S	S	N	N	N	N	S	N	N	N	S	N	N

41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	
10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	16	16	1	1	1	31	31	31	31	31	31	31	32	32	32
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	
1	1	1	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1	1	I	1	1	1	1	1	1	I	1	I	1
1	1	0	0	0	1	1	1	I	0	I	1	1	I	1	1	1	1	1	1	I	1	I	1	
0	0	0	0	0	1	1	0	I	0	I	0	0	I	1	1	1	0	0	0	I	0	I	0	
0	0	0	0	0	1	0	0	I	0	I	0	0	I	0	0	0	0	0	0	I	0	I	0	
0	0	0	0	0	1	0	0	I	0	I	0	0	I	0	0	0	0	0	0	I	0	I	0	
0	0	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	1	1	1	0	0	0	0	0	1	0	1	1	
0	0	0	0	1	0	0	1	1	0	1	0	0	1	0	0	0	0	1	0	1	0	1	0	
0	0	0	0	0	1	0	0	1	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	

7	8	14	15	16	20	32	34	X	17	X	31	32	X	9	10	32	33	42	43	X	33	X	37
S	S	S	S	S	S	S	S	N	S	N	S	S	N	S	S	S	S	S	S	N	S	S	S
N	N	N	N	N	N	N	N	S	N	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N

65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 78 79 80 81 82 83 84 85 86 87
1
33 33 33 33 34 34 34 34 34 37 37 37 37 37 40 40 40 40 40 41 41 41 41
I
I
1 1 1 I 1 1 1 1 I 1 1 1 1 I 1 1 1 1 I 1 1 1 1
1 1 1 I 1 1 1 1 I 1 1 1 1 I 1 1 1 1 I 1 1 1 1
1 1 0 I 0 1 1 0 I 1 1 0 0 I 1 1 0 0 I 1 1 0 0
0 0 0 I 0 0 0 0 I 0 0 0 0 I 0 0 0 0 I 0 0 0 0
0 0 0 I 0 0 0 0 I 0 0 0 0 I 0 0 0 0 I 0 0 0 0
0 0 0 1 1 0 0 0 1 0 0 1 0 1 1 0 0 0 1 1 0 0 0
0 1 0 1 0 1 0 0 1 0 0 1 0 1 0 0 1 0 1 0 0 1 0
0 0 1 1 0 0 0 1 1 0 0 0 1 1 0 0 0 0 1 0 0 0 0
0 0 0 1 0 0 0 0 1 0 0 0 0 1 0 0 0 0 1 0 0 0 0

40 41 42 X 37 49 41 42 X 40 41 42 43 X 40 41 42 43 X 40 41 42 43
S S S N S S S S N S S S S N S S S S N S S S S
N N N S N N N N S N N N N S N N N N S N N N N

CONDIÇÕES	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Número do Satélite.	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Número do Processo de Origem.	1	1	5	5	5	5	6	6	6	6	6	7	7	7	7	7
Número da Estação de Rastreo.	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
Número do Processo Anterior ao de Origem.	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
A	1	I	1	1	1	I	1	1	1	1	I	1	1	1	1	1
B	1	I	0	1	1	I	1	1	1	1	I	1	1	1	1	1
C	0	I	0	0	0	I	0	0	1	1	I	0	0	1	1	1
D	0	I	0	0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0
E	0	I	0	0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0
PCP 1	0	1	1	0	0	1	0	1	1	0	1	0	1	1	0	0
PCP 2	0	1	0	0	1	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1
PCP 3	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
PCP 4	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0

AÇÕES	5	X	6	7	8	X	7	8	9	10	X	7	8	9	10	11
Número do Processo a Ativar.	5	X	6	7	8	X	7	8	9	10	X	7	8	9	10	11
Eliminar Arquivos Anteriores.	S	N	S	S	S	S	S	S	S	S	N	S	S	S	S	S
Passar os endereços dos arquivos do processo (que deu erro) para o operador.	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N	N	N
Número da mensagem a enviar ao operador.	N	1	N	N	N	5	N	N	N	N	6	N	N	N	N	N

17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
7	7	7	8	8	8	8	8	8	8	8	9	9	9	9	9	10	10	10	10	10	11	11	11
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
1	1	I	1	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1	1	I	1	1	1	1	I	1	1	1
1	1	I	1	1	1	1	1	1	1	I	1	0	0	0	I	1	0	0	0	I	0	0	0
1	1	I	0	0	1	1	1	1	1	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0
1	1	I	0	0	0	0	0	1	1	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0
0	1	I	0	0	0	0	0	0	1	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0
0	1	1	1	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	1	0	1	0	0	1	0	1	0
0	1	1	0	0	0	0	1	0	1	1	0	0	1	0	1	0	0	1	0	1	0	0	1
1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0
0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0

18	24	X	7	8	9	10	11	18	21	X	5	14	15	16	X	5	14	15	16	X	5	14	15
S	S	N	S	S	S	S	S	S	S	N	S	S	S	S	N	S	S	S	S	N	S	S	S
N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N	N	S	N	N	N	N	S	N	N	N
N	N	7	N	N	N	N	N	N	N	8	N	N	N	N	9	N	N	N	N	10	N	N	N

41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64
2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
11	11	16	16	1	35	35	35	35	38	38	38	38	40	40	40	40	40	40	40	40	41	41	41
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
1	I	1	I	1	1	1	1	I	1	1	1	I	1	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1
0	1	0	I	1	1	1	1	I	1	1	1	I	1	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1
0	I	0	I	0	0	1	1	I	1	1	0	I	1	1	0	0	0	0	0	I	1	1	0
0	I	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	0	0	0	0	0	0	I	0	0	0
0	I	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	0	0	0	0	0	0	I	0	0	0
0	1	0	1	0	1	0	0	1	1	0	0	1	0	0	1	0	1	0	1	1	0	0	1
0	1	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	1	0	1	0	0	1	0	0	1	1	0	0
0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	1	0	0	0	1	1	1	1	0	0
0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0

16	X	17	X	35	38	40	41	X	40	41	44	X	40	41	42	44	47	48	49	X	40	41	42
S	N	S	N	S	S	S	S	N	S	S	S	N	S	S	S	S	S	S	S	N	S	S	S
N	S	N	S	N	N	N	N	S	N	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N
N	11	N	16	N	N	N	N	35	N	N	N	38	N	N	N	N	N	N	N	40	N	N	N

65	66	67	68	69	70	71	72	73	74	75
2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
41	41	41	41	41	42	42	42	42	47	49
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
1	1	1	1	I	1	1	1	I	I	I
1	1	1	1	I	1	1	0	I	I	I
0	0	0	0	I	1	1	0	I	I	I
0	0	0	0	I	0	0	0	I	I	I
0	0	0	0	I	0	0	0	I	I	I
0	1	0	1	1	0	0	1	1	1	1
0	1	0	0	1	0	0	0	1	1	1
0	0	1	1	1	0	0	0	1	1	1
0	0	0	0	1	0	0	0	1	1	1

44	47	48	49	X	40	41	46	X	X	X
S	S	S	S	N	S	S	S	N	N	N
N	N	N	N	S	N	N	N	S	S	S
N	N	N	N	41	N	N	N	42	47	49

CONDIÇÕES	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Número do Satélite.	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Número do Processo de Origem.	1	1	5	5	5	5	7	7	7	7	7	7	7	8	8	8
Número da Estação de Rastreo.	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
Número do Processo Anterior ao de Origem.	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
A	1	I	1	1	1	I	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1
B	1	I	0	1	1	I	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1
C	0	I	0	0	0	I	1	1	1	1	1	1	I	1	1	1
D	0	I	0	0	0	I	0	0	0	1	1	1	I	0	0	0
E	0	I	0	0	0	I	0	0	0	0	1	0	I	0	0	0
PCP 1	0	1	0	1	0	1	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0
PCP 2	0	1	0	0	1	1	0	0	1	1	1	0	1	0	0	0
PCP 3	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0
PCP 4	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
<hr/>																
AÇÕES																
Número do Processo a Ativar.	5	X	6	7	8	X	9	10	12	19	22	24	X	9	10	12
Eliminar Arquivo.	S	N	S	S	S	N	S	S	S	S	S	S	N	S	S	S
Passar os endereços dos arquivos do processo (que deu erro) para o Operador.	N	S	N	N	N	S	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N
Número de mensagens a enviar ao operador.	N	1	N	N	N	5	N	N	N	N	N	N	7	N	N	N

17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
8	8	8	8	9	9	9	9	9	9	10	10	10	10	10	10	12	12	12	12	16	16	16	16
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
1	1	1	I	1	1	1	1	1	I	1	1	1	1	1	I	1	1	1	I	1	I	1	1
1	1	1	I	1	0	0	0	1	I	1	0	0	0	1	I	0	0	0	I	0	I	1	1
1	1	1	I	0	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	I	0	0
1	1	1	I	0	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	I	0	0
0	1	0	I	0	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0	I	0	0	0	I	0	I	0	0
1	0	1	1	0	1	0	0	0	1	0	1	0	0	0	1	1	0	0	1	0	1	0	1
1	1	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	1	0	1	0	1	0	0
0	1	1	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	1	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	1	0	0

19	22	24	X	5	14	15	16	36	X	5	14	15	16	36	X	14	15	16	X	17	X	36	39
S	S	S	N	S	S	S	S	S	N	S	S	S	S	S	N	S	S	S	N	S	N	S	S
N	N	N	S	N	N	N	N	N	S	N	N	N	N	N	S	N	N	N	S	N	S	N	N
N	N	N	8	N	N	N	N	N	9	N	N	N	N	N	10	N	N	N	12	N	16	N	N

41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
36	36	36	39	39	39	39	39	40	40	40	40	40	40	40	41	41	41	41	41
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I	I
1	1	I	↑	↑	↑	↑	I	↑	↑	↑	↑	↑	↑	I	↑	↑	↑	↑	↑
1	1	I	↑	↑	↑	↑	I	↑	↑	↑	↑	↑	↑	I	↑	↑	↑	↑	↑
1	1	I	↑	0	0	0	I	↑	↑	0	0	0	0	I	↑	↑	0	0	0
0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0
0	0	I	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0	0	I	0	0	0	0	0
0	0	I	0	0	↑	0	I	0	0	↑	0	0	↑	↑	0	0	↑	0	0
0	1	↑	0	0	0	↑	↑	0	0	0	0	↑	↑	↑	0	0	0	0	↑
0	0	↑	0	0	0	0	↑	0	↑	0	0	0	0	↑	↑	0	0	0	0
0	0	↑	0	0	0	0	↑	0	0	0	0	0	0	↑	0	0	0	0	0

40	41	X	40	45	47	49	X	40	41	42	45	47	49	X	40	41	42	45	47
S	S	N	S	S	S	S	N	S	S	S	S	S	S	N	S	S	S	S	S
N	N	S	N	N	N	N	S	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N	N	N
N	N	36	N	N	N	N	39	N	N	N	N	N	N	40	N	N	N	N	N

61 62 63 64 65 66 67 68

3 3 3 3 3 3 3 3

41 41 45 45 45 45 45 48

I I I I I I I I

I I I I I I I I

1 I 1 1 1 1 I I

1 I 1 1 1 0 I I

0 I 0 1 1 0 I I

0 I 0 0 0 0 I I

0 I 0 0 0 0 I I

1 1 0 0 0 0 1 1

1 1 0 0 0 0 1 1

0 1 0 0 0 0 1 1

0 1 0 0 0 0 1 1

49 X 36 40 41 46 X X

S N S S S S N N

N S N N N N S S

N 41 N N N N 45 48

