

1. Publicação nº <i>INPE-2629-NTI/173</i>	2. Versão	3. Data <i>Jan., 1983</i>	5. Distribuição ☒ Interna ☐ Externa ☐ Restrita
4. Origem <i>DMC/DGC</i>	Programa <i>TEREAL</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>CONTROLE DE MISSÕES ESPACIAIS DESENVOLVIMENTO DE "SOFTWARE"</i> <i>CENTRO DE CONTROLE</i> <i>PROCESSAMENTO EM TEMPO-REAL</i>			
7. C.D.U.: <i>681.5:629.78</i>			
8. Título <i>UMA ESTRUTURA GERAL PARA O "SOFTWARE" DE APLICAÇÃO AO CONTROLE DE SATÉLITES</i>		10. Páginas: <i>63</i>	
		11. Última página: <i>56</i>	
		12. Revisada por	
9. Autoria <i>Décio Castilho Ceballos</i>		<i>Orion de Oliveira Silva</i> Orion de Oliveira Silva	
Assinatura responsável <i>Décio Castilho</i>		13. Autorizada por <i>Nelson de Jesus Parada</i> Nelson de Jesus Parada Diretor	
14. Resumo/Notas <i>Uma estrutura de "software" de aplicação com características de modularidade e flexibilidade para o controle de missões espaciais que envolvam satélites artificiais é apresentada. A flexibilidade resulta do fato de que os subsistemas podem ser invocados quase independentemente de qualquer sequência. A estrutura modular resulta do fato de que cada subsistema tem um número mínimo de interfaces com cada outro subsistema. A estrutura modular facilita o desenvolvimento, as adaptações para novas missões e a implementação do "software" acima, com recursos computacionais mínimos. O "software" é classificado quanto a carga computacional em dois grupos. O primeiro, indicado para computadores de grande porte, caracteriza-se por utilizar razoável quantidade de memória, precisão de cálculo e requerer processamento esparso. O segundo sugere a utilização de processamento distribuído em minicomputadores, por requerer processamento intensivo e repetitivo, pouca memória, pouca precisão e baixos tempos de resposta. Requisitos de desempenho e de qualidade bem como aspectos de implementação são abordados. Descreve-se um sumário dos principais eventos envolvidos no lançamento e manutenção de um satélite na órbita de serviço.</i>			
15. Observações			

ABSTRACT

A software structure with modularity and flexibility is presented for artificial satellite space missions control applications. System flexibility results from the fact that subsystems can be invoked almost independently of any sequence. The modular structure implies that each subsystem has a minimum number of interfaces with each other subsystem. The modular structure makes easier the developments, adaptations to new missions and the software implementation with last computational resources. In terms of computational load the software is classified in two groups. The first one has the features of requiring large computers, reasonable memory and accuracy capabilities and of being used sparsely. The second suggests the use of distributed processing in minicomputers due to the characteristics of intensive and repetitive processings, short time-response, small memory and low precision. Performance and quality requeriments as well as implementations aspects are described and discussed. An overviwe of the principal events taking place in a typical space missions is described.

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS	v
<u>CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO</u>	1
<u>CAPÍTULO 2 - FUNDAMENTOS DE MISSÃO ESPACIAL CONTROLADA</u>	5
2.1 - Introdução	5
2.2 - Trajetória nominal	5
2.3 - Órbita de transferência	7
2.4 - Órbita de serviço	8
2.5 - Determinação de órbita	8
2.6 - Determinação de atitude	10
2.7 - Manobras orbitais	12
2.8 - Manobras e estabilização de atitude	14
2.9 - Predição e parâmetros de órbita e atitude	17
2.10 - O rastreamento, transmissão e processamento	18
<u>CAPÍTULO 3 - REQUISITOS DE UM SISTEMA COMPUTACIONAL PARA CONTROLE DE SATÉLITES</u>	21
3.1 - Introdução	21
3.2 - Estrutura funcional	22
3.2.1 - Subsistema de suporte conversacional	23
3.2.2 - Subsistema de gerenciamento automático	24
3.2.3 - Subsistema de gerenciamento de dados	25
3.2.4 - Subsistema de pré e pós-processamento	26
3.2.5 - Subsistema de acompanhamento	28
3.2.6 - Subsistema de determinação de órbita	29
3.2.7 - Subsistema de determinação de atitude	30
3.2.8 - Subsistema de determinação do controle em manobras de órbi ta e atitude	31
3.2.9 - Subsistema de funções auxiliares	32
3.2.10 - Subsistema gerador de dados simulados	34
3.3 - Requisitos de desempenho	35
3.4 - Requisitos qualitativos	37

	<u>Pág.</u>
3.4.1 - Introdução	37
3.4.2 - Simplicidade	37
3.4.3 - Confiabilidade	39
3.4.4 - Adaptabilidade	40
3.4.5 - Generalidade	41
3.4.6 - Eficiência	42
3.5 - Requisitos de contorno	42
<u>CAPÍTULO 4 - IMPLEMENTAÇÃO E DESENVOLVIMENTO</u>	45
4.1 - Introdução	45
4.2 - Arquitetura do sistema computacional	45
4.2.1 - "Duto" compartilhado	47
4.2.2 - Arquitetura básica	48
4.2.3 - "Software" de apoio	51
4.3 - Desenvolvimento ótimo	52
<u>CAPÍTULO 5 - CONCLUSÕES</u>	53
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	55

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 - "Hardware" de determinação de atitude de um satélite estabilizado por rotação	10
2.2 - Possíveis soluções para o eixo de rotação	11
3.1 - Uma estrutura geral para "software" de controle de satélites .	23
4.1 - "Duto" e memória compartilhados por dois processadores	47
4.2 - Sistema com multicompartilhamento	48
4.3 - Sistemas de computadores de suporte para a série ANIK	50

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Para missões espaciais, as operações de lançamento e manutenção em uma dada configuração de atitude e órbita requerem uma quantidade tal de cálculos e de tomadas de decisões (veja-se por exemplo McCaskill et alii, 1972) que seria impossível realizá-las sem o auxílio do computador. Por razões de custo e qualificação, um sistema que possa ser adaptado e utilizado em missões genéricas é importante, embora as necessidades computacionais variem consideravelmente com os objetivos da missão e decisões de projeto. Na literatura técnica disponível não se encontram trabalhos com bom nível de detalhes sobre recursos computacionais, suportes a missões espaciais. Alguns trabalhos (Domb, 1975; McCaskill et alii, 1972; Velez, 1981; Wertz, 1978) fazem considerações pouco detalhadas sobre estruturas computacionais para controle de satélites.

Os objetivos deste trabalho são caracterizar os recursos computacionais, fase satélite e setor terrestre, para o controle de missões espaciais, propôr uma estrutura geral para o "software" de aplicação e fazer considerações gerais sobre a implementação desse "software".

Os recursos computacionais adequados para o controle de satélites podem ser caracterizados por requisitos. Neste trabalho, adotou-se a seguinte subdivisão desses requisitos: funcionais, que indicam os objetivos de processamento; de desempenho, que indicam quão bem os requisitos funcionais devem ser realizados; qualitativos, que indicam características de qualidade do sistema computacional; e de contorno à solução que, face aos vínculos existentes, impõem filosofias e orientam o desenvolvimento do projeto. Um requisito funcional bem definido é designado modo funcional, ou simplesmente modo. Um agrupamento de modos é designado subsistema.

Os requisitos impõem um sistema computacional, que pode ser dividido em sistema de aplicação e sistema de apoio. Considerando-se uma escala de níveis de máquinas virtuais, o sistema de aplicação seria o último nível. Os dados processados por esse sistema provêm ou são utilizados diretamente na aplicação. O sistema de apoio consiste em "hardware", compiladores e sistemas operacionais, os quais simulam máquinas virtuais que dão suporte ao processamento de aplicação. O sistema de aplicação é normalmente desenvolvido para fins exclusivos, enquanto o sistema de apoio é para multipropósitos, sendo geralmente disponível comercialmente.

O perfil da missão, utilizado para ilustração, é o perfil típico de missão espacial com controle ativo de órbita e atitude, ou seja:

- a) lançamento, consistindo nas atividades iniciais até o fim do voo propulsando em uma órbita terrestre preliminar;
- b) aquisição, consistindo em manobras de órbita e atitude e testes de verificação;
- c) operação, consistindo nas atividades de acompanhamento e manutenção do satélite na atitude e órbita de serviço.

As necessidades computacionais para as várias fases possuem características distintas e, eventualmente, podem ser realizadas por agências diferentes. Neste trabalho foi dada ênfase às fases de aquisição e operação, que em conjunto poderiam ser denominadas fase satélite. Foi suposta a utilização de sistemas clássicos de rastreamento e transmissão de dados, ou seja, não se considerou a utilização dos sistemas TDRSS ("Tracking and Data Relay Satellite System") e GPS ("Global Positioning System").

No Capítulo 2 são discutidos fundamentos de missão espacial controlada.

No Capítulo 3 são apresentados requisitos de um sistema computacional, suporte de missão espacial.

No Capítulo 4 são apresentados alguns aspectos do sistema computacional de apoio.

No Capítulo 5 são apresentadas as conclusões finais.

CAPÍTULO 2

FUNDAMENTOS DE MISSÃO ESPACIAL CONTROLADA

2.1 - INTRODUÇÃO

Uma série de operações típicas para lançamento e manutenção de um satélite em órbita são apresentadas de forma resumida neste capítulo, com o intuito de facilitar o entendimento dos requisitos funcionais apresentados no Capítulo 4.

O perfil adotado é típico de missões com controle ativo de órbita e atitude, ou seja:

- a) lançamento, consistindo nas atividades iniciais até o fim do voo propulsionando em uma órbita terrestre preliminar;
- b) aquisição, consistindo em manobras de órbita e atitude, e teste de verificação;
- c) operação, consistindo nas atividades de acompanhamento do satélite na condição normal de atividade.

2.2 - TRAJETÓRIA NOMINAL

A trajetória nominal é estabelecida e armazenada em arquivos especiais, através da simulação prévia das operações planejadas para a colocação do veículo de uma condição inicial a uma final. Por exemplo, da órbita de transferência para órbita de serviço, do local de lançamento para a condição de serviço. Durante a missão, a trajetória nominal de etapas posteriores pode eventualmente ser atualizada.

A trajetória nominal é definida através da resolução de complexos problemas de otimização de trajetórias e da utilização de condições estabelecidas por requisitos de engenharia. Por exemplo, para o lançamento de um satélite geostacionário, são descritas a seguir algu

mas dessas condições especiais, baseando-se em McCasckill et alii (1972):

- a) No lançamento duas órbitas intermediárias são estabelecidas. Uma primeira, órbita de estacionamento, em que o satélite ainda está acoplado a um conjunto propulsor pertencente ao foguete. Uma segunda, órbita de transferência, na qual o satélite separa-se do propulsor e passa para uma fase de espera até que sejam ativados seus próprios motores, visando atingir a trajetória de serviço.
- b) A trajetória nominal até a órbita de transferência deve considerar os objetivos de simplificar as operações de controle e aproveitar ao máximo a rotação da terra. Normalmente, está contida aproximadamente em um plano, com inclinação igual ao local de lançamento, e direcionada para leste.
- c) A fase de voo na atmosfera é mantida com o veículo a ângulos de ataque próximos de zero, por requisitos estruturais do veículo.
- d) A separação de estágios do foguete não é possível, quando a pressão aerodinâmica estiver acima de um valor limite admissível.
- e) A órbita de estacionamento é estabelecida a uma altitude mínima, perigeu típico ao redor de 185 km da Terra. A fixação desse valor se dá pelo fato de a otimização se confrontar com as restrições de risco, e a 185 km o arrasto aerodinâmico é suficientemente baixo para manter a taxa de risco da missão admissível.
- f) Após a injeção na órbita de estacionamento, o motor do foguete somente é religado na passagem pelo Equador, de modo a permitir a obtenção da altitude síncrona sobre o Equador.

- g) O motor da espaçonave é acionado no apogeu, de modo a providenciar o incremento de velocidade necessária para circularizar a órbita e simultaneamente reduzir sua inclinação para zero.
- h) O acionamento do motor da espaçonave para transferência à órbita de serviço normalmente não é feito no primeiro apogeu, devido à necessidade de tempo para determinação correta do estado do satélite e definição dos controles, ou ainda, devido à liberdade de escolha de um apogeu mais conveniente em termos de consumo de combustível e condições gerais de visibilidade.
- i) As condições de visibilidade satélite-estações terrenas devem permitir a estimação da órbita, da atitude e as operações de controle dentro dos erros e termos admissíveis.
- j) Na definição da órbita de transferência deve ser considerada a transferência para a órbita de serviço. Isto pode ser feito através da minimização global de combustível, minimização de manobras e da dispersão prevista nos valores da órbita de serviço.

2.3 - ÓRBITA DE TRANSFERÊNCIA

A órbita de transferência é estabelecida através do foguete lançador. Uma manobra de atitude, é providenciada visando a separação, deixando a espaçonave em uma orientação prevista. A separação é feita, normalmente, associada a um processo de introdução de rotação ("spin-up"). Após a separação, a missão passa ao controle da agência responsável pelo satélite, e o novo objetivo é preparar a espaçonave para a injeção na órbita de serviço.

Durante o período de tempo em que o satélite se encontra na órbita de transferência uma série de eventos são planejados: verificação de equipamentos, determinação de órbita e atitude, manobras de

orientação de atitude para alinhar o eixo de rotação com vistas ao acionamento do motor da espaçonave.

2.4 - ÓRBITA DE SERVIÇO

A primeira manobra de inserção é feita utilizando-se o motor principal da espaçonave. Essa manobra é feita dentro de uma faixa de precisão, devido aos erros no alinhamento do eixo de rotação, valor do empuxo do motor e estado nos pontos de acionamento do motor. No entanto, essa primeira manobra deve resultar em uma órbita suficientemente próxima da órbita de serviço, de modo a permitir a utilização de jatos de empuxo de pequena potência para fazer os ajustes finais, dando maior flexibilidade e precisão a essas manobras.

Nessa fase do vôo, o satélite ainda está em "spin" e as correções efetuadas utilizam a técnica de impulsos; esse mesmo motor de impulso pode posteriormente ser ajustado para operar em futuras manobras tipo contínua.

Ajustada a órbita de serviço a um erro previsto, passa-se à fase final da missão, que é o posicionamento do satélite na condição de serviço. Essa manobra é bastante complexa, pois envolve inúmeras operações que podem ser resumidas em: alinhamento do eixo de "spin" a uma condição desejada, desaceleração da rotação, abertura dos painéis, desaceleração das rotações residuais, ajustes angulares primários, ajustes finos de ângulos.

2.5 - DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA

A determinação dos elementos orbitais é um processo de estimação de estado de sistemas dinâmicos, que, como tal, determina o valor médio dos elementos orbitais, a partir de uma condição de referência e de um conjunto de valores de observação, chamados dados de rastreamento.

Os dados de rastreamento consistem normalmente em azimute, elevação, "range", "range-rate", coletados durante os períodos de visibilidade de cada estação de rastreamento.

Após os termos de manobra, regiões de grande incerteza na posição do satélite, é importante que o satélite seja visível a alguma estação de rastreamento e seja coletada a maior quantidade de dados possível, para evitar uma eventual perda do satélite.

Os valores de partida dos elementos de uma nova órbita podem ser obtidos por um procedimento clássico de determinação preliminar da órbita, o qual determina órbitas puramente elípticas que passam através de duas posições espaciais. Uma dessas posições é avaliada através de acompanhamento anterior de vôo desde o último ponto de referência que, inicialmente, é o ponto de inserção na órbita; repetidas vezes a outra posição é obtida através de simples dados de observação simultâneos ou quase simultâneos. Considera-se esse conjunto de órbita como uma envolvente da verdadeira órbita. Essa envolvente pode ser utilizada para tomada de decisões preliminares, para verificar se a órbita verdadeira está próxima à nominal e para servir de partida para procedimentos mais precisos.

Quando uma quantidade suficiente de dados for coletada, algum método mais sofisticado de determinação de órbita pode ser utilizado, por exemplo: mínimos quadrados, filtro de Kalman, filtro estendido de Kalman.

As integrações para propagação no tempo das variáveis de estado e da matriz de covariância são feitas numericamente e levam em consideração todas as forças significativas que atuam no satélite.

O processamento é feito em pacotes e periodicamente os dados pré-processados vindos das estações de rastreamento são armazenados e processados de acordo com o planejamento de processamento. Este

processo continuado vai refinando a órbita até quando se julgar necessário, ou até que uma manobra que leve o satélite para uma nova órbita seja efetuada.

2.6 - DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

A determinação de atitude, isto é, a determinação da orientação do satélite em relação a um sistema de referência é semelhante ao processo de determinação de órbita. Baseando-se em dados de observação que podem ser de sensores solares, horizonte, magnéticos e valores nominais da atitude do satélite, faz-se uma determinação preliminar e, em seguida, correções por processos tais como: mínimos quadrados, filtro de Kalman, etc. Existem várias situações de determinação da atitude: atitude ao redor de um eixo; atitude em três eixos; orientação do eixo de rotação; etc. Nesta seção são abordados, resumidamente, alguns aspectos de controle de atitude; para maiores detalhes veja Wertz (1978).

Nos períodos em que o satélite se encontra estabilizado em um eixo de rotação, somente é necessária a determinação da orientação do eixo de rotação. Para isto, sensores solares e de horizonte da terra são localizados na lateral girante do satélite (Figura 2.1).

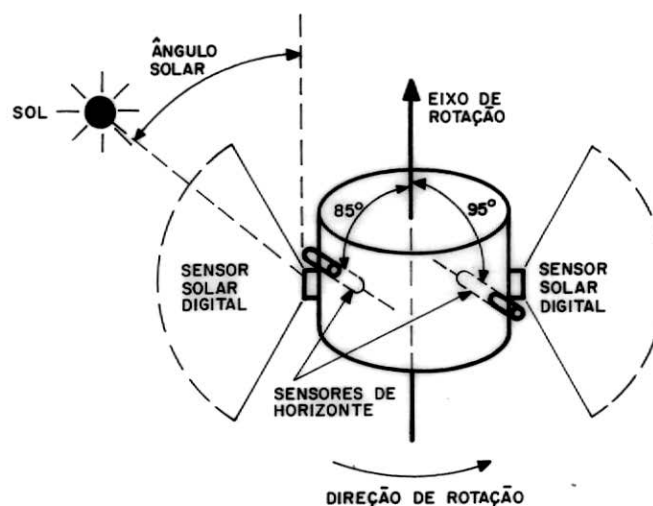


Fig. 2.1 - "Hardware" de determinação de atitude de um satélite estabilizado por rotação.

O sensor solar mede o ângulo solar (β), ou seja, o ângulo entre o eixo de rotação e o Sol. O sensor de horizonte produz pulsos na saída e na entrada do campo de visada terrestre. O tempo entre dois desses pulsos, o período de rotação e as dimensões da Terra indicam o quanto, abaixo ou acima do centro da Terra, o sensor de horizonte está varrendo. A defasagem angular dos sensores de horizonte permite saber se estes estão varrendo abaixo ou acima do centro da Terra. Esse conjunto de informações permite determinar o ângulo nadir, ou seja, o ângulo entre o eixo de rotação e o vetor que aponta para o centro da Terra.

Utilizando considerações elementares de geometria, conclui-se que a orientação do eixo de rotação é definida pela intersecção de dois cones com vértice na espaçonave (Figura 2.2), cone solar e nadir, sendo o cone solar com linha de centro no vetor solar e abertura do ângulo solar, e o cone nadir com linha de centro apontada para o centro da Terra e abertura igual ao ângulo nadir.

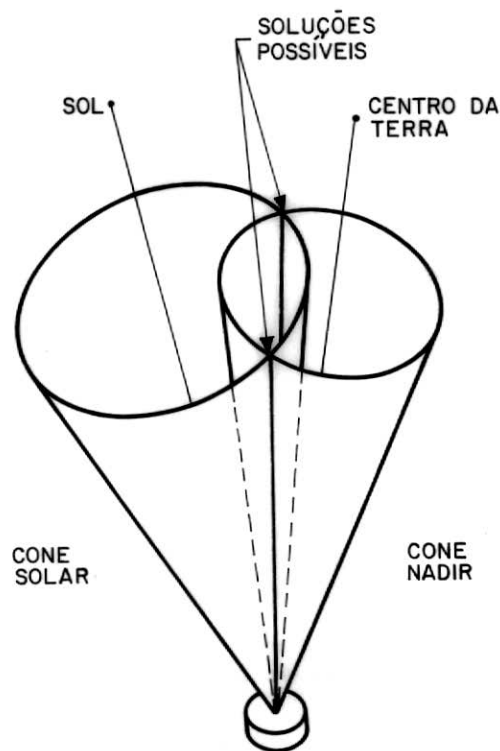


Fig. 2.2 - Possíveis soluções para o eixo de rotação.

A escolha de qual intersecção e a solução real podem ser definidas por uma terceira medição, ou pelo conhecimento aproximado da orientação do satélite. Este último procedimento é o mais utilizado, porque em termos práticos a orientação do satélite quase nunca é totalmente desconhecida.

Existem situações de posicionamento satélite-Terra-Sol em que a intersecção dos dois cones podem nem existir ou apresentar resultados muito pobres em termos de precisão. Essas ocorrências devem ser previstas e evitadas durante o planejamento da missão.

Os sensores discutidos acima utilizam a rotação do satélite para efetuar as observações. Satélites em situações não-estabilizadas por rotação requerem sensores com outras características.

Um desses sensores é o sensor solar de ângulo sólido, que mede o ângulo solar em relação a dois vetores ortogonais fixos no sensor. Tem-se então duas componentes do ângulo solar em relação a um sistema de referência fixo no satélite.

Para satélites estabilizados em três eixos, faz-se necessária uma terceira medição. A mais comumente utilizada é a do vetor campo magnético da Terra, que pode ser obtida utilizando-se três magnetômetros dispostos ortogonalmente.

As referências Sol, Terra e campo magnético, são normalmente suficiente e utilizadas para a determinação de atitude; no entanto, referências estelares ou acelerômetros podem eventualmente ser utilizados.

2.7 - MANOBRAS ORBITAIS

O perfil de uma missão espacial prevê uma sequência de manobras de inserção do veículo em órbita de estacionamento, órbita de

transferência, órbitas de quase-serviço, órbita de serviço e manobras de restabelecimento do satélite em operação para a órbita de serviço.

As trajetórias de transferência de órbita são de características classicamente estabelecidas e basicamente é um problema de determinação de impulsos, que pode ser resolvido analiticamente ou, em casos mais complexos, numericamente, sendo variáveis a direção, a magnitude e eventualmente o número de impulsos. Nas manobras de restabelecimento da órbita, situação em que o satélite normalmente não é estabilizado por rotação, a transferência pode ser melhor realizada por um motor de baixo empuxo contínuo, para evitar problemas de estabilidade com a aplicação de impulsos.

A manobra de injeção na primeira órbita de quase-serviço é feita utilizando-se um motor de alta potência. A partir dessa inserção, o ajuste final é feito utilizando-se um sistema de baixo impulso à hidrazina. Os mesmos bocais desse sistema de baixo impulso podem ser adaptados para operarem continuamente nas manobras de restabelecimento da órbita.

Os erros de pós-inserção são dependentes do refinamento tecnológico do motor de inserção e dos erros de estimação do estado (orbital e de atitude) de pré-inserção, sendo que a sequência admissível para erros é um problema de confronto entre custos, confiabilidade e carga útil.

A tolerância aos erros de pós-inserção, definida de acordo com o projeto global, é de grande influência nas características das manobras e até mesmo nas máquinas do veículo. Por exemplo, conforme a relação de tolerâncias entre a órbita de transferência e a órbita de serviço, particularmente os parâmetros relacionados com a energia dessas órbitas (semi-eixo maior, inclinação), seja de boa precisão relativa na órbita de transferência e com boa dispersão admissível relativa para órbita de serviço, o motor para essa transferência pode possuir

capacidades de incrementos de velocidade programadas, ficando como va
riável de escolha somente a direção de aplicação desses impulsos.

2.8 - MANOBRAS E ESTABILIZAÇÃO DE ATITUDE

O controle de atitude divide-se em duas áreas. Estabiliz
ação de atitude, que é o processo de manter o estado corrente, e manobr
as de atitude (captura), que é o processo de controlar a reorientaç
ão de um estado de atitude para outro.

A estabilização de atitude pode eventualmente ser consid
erada, em relação a um referencial, não-inercial. Por exemplo, o satêl
ite pode ser estabilizado com uma face sempre voltada para a Terra ou
para o Sol.

O controle de atitude pode ser passivo, ativo com comand
os elaborados por processamento em Terra, ou ativo com comandos elabor
ados por processos analógicos ou digital elaborados a bordo.

A forma passiva de controle, utilizada para estabilização
de atitude, possui a vantagem de ser simples e de não consumiren
ergia, e a desvantagem de ser de limitada aplicação dentro das característica
s particulares de cada missão.

Algumas formas de estabilização passiva são:

- estabilização por rotação, utilizada para manter o satêl
ite em uma direção inercial;
- estabilização por gradiente de gravidade, utilizada para manter
a orientação do satêl
ite em relação à Terra;
- estabilização por radiação solar, utilizada para manter uma faç
ão do satêl
ite orientada para o Sol;
- estabilização aerodinâmica e estabilização magnética, com imã
permanente, utilizadas em aplicações especiais.

O controle de atitude feito a bordo do satélite possui a vantagem de não depender da visibilidade de estações de rastreamento e processamento de solo, e de apresentar uma atuação contínua do controle, com exceção das regiões não-atuantes dos sensores quando estas existirem. O que limita esta forma de controle são os equipamentos de bordo, que por razões de peso e confiabilidade não podem realizar estratégias de determinação e controle de atitude na forma ampla permitida pela teoria. O desenvolvimento de microcomputadores para utilização a bordo de satélites abrandará este problema e eles deverão ser bastante utilizados de agora em diante.

O controle de atitude feito de Terra possuía desvantagem de ser dependente dos equipamentos de Terra; restritos a tempos de visibilidade das estações; requerem processamento para sincronização dos comandos com o movimento do satélite, realizados a bordo ou nas estações de rastreamento; aumentam bastante as necessidades computacionais e de transmissão de dados. A vantagem, ou eventualmente a necessidade, desta forma de controle é permitir a utilização de métodos de controle não-limitados, e até mesmo a interação humana no processo, sem interferir no peso dos equipamentos de bordo.

O projeto global, que considera as vantagens e desvantagens discutidas para as duas formas de controle, definirá o que deve ser feito em Terra ou a bordo. Classicamente o controle de estabilização na atitude de serviço é feito a bordo, manobras especiais como, por exemplo, a aquisição de atitude para uma transferência de órbita, manobra de aquisição da condição de serviço, logo após o lançamento, são feitos em Terra.

As principais formas de atuadores aplicados ao controle ativo são por jatos de gás, rodas de inércia e magnéticos que utilizam ímãs eletromagnéticos. Os atuadores por jatos de gás são binários de bocais, distribuídos convenientemente, e produzem empuxo ao expelir propelentes. Os jatos de gás são classificados como jatos de gás quente

quando a energia é derivada de uma reação química, e como jato de gás frio quando a energia derivada é latente (mudança de estado ou decompressão).

O sistema de gás quente pode ser bipropelente ou monopropelente. O sistema monopropelente usa um catalizador, e, menos frequentemente, alta temperatura, para promover a decomposição da hidrazina (N_2H_4) ou peróxido de hidrogênio (H_2O_2).

O sistema a ser adotado deve ser decidido de acordo com as necessidades de engenharia e a capacitação técnica de desenvolvimento do sistema.

Os atuadores por rodas de inércia utilizam o torque de reação de um motor elétrico, com o eixo acoplado a uma roda de inércia. Os torques perturbadores cíclicos mantêm rotação média nula na roda de inércia; no entanto, os torques seculares ou os torques necessários para uma manobra podem levar a rotação a um ponto de saturação, ou seja, a um valor máximo admissível para rotação, conforme a tecnologia envolvida. A dessaturação pode ser feita pela utilização de jatos de gás, ou por amortecimento magnético.

A estratégia de controle é o procedimento pelo qual uma desejada manobra é realizada sem violar as restrições dinâmicas e de máquina.

A estratégia de controle é definida de acordo com as situações e possibilidades, utilizando-se as mais variadas técnicas dentro do controle. Existem situações de controle em malha aberta ou fechada, utilização de procedimento ôtimos, subôtimos, amortecimento calculado e até mesmo a escolha da trajetória mais simples de ser executada.

2.9 - PREDIÇÃO E PARÂMETROS DE ÓRBITA E ATITUDE

Para minimizar a complexidade dos problemas que ocorrem nas várias situações de atitude e órbita de uma missão espacial, é necessário, em cada caso, adotar o sistema de referência de coordenadas e tempo mais conveniente; para tanto, é necessário providenciar facilidades de transformação entre os sistemas.

A medida de tempo utilizada (Wagner and Velez, 1972) nos parâmetros do "software", suporte de uma missão espacial, pode ser padronizada como, por exemplo, algum *tempo atômico* ou *tempo universal* (TU). Contudo, devem existir facilidades de interfaces com outros tempos que são utilizados para referenciamento em arquivos, ou entradas externas, tais como, *tempo de efemérides* (TE) para as efemérides solares e terrestres e *tempo universal corrigido* (TUC) para os dados das estações de rastreamento. Pode-se trabalhar ainda com intervalos de tempo; para interface com o homem a referência de tempo deve estar na forma calendário.

Um sistema de coordenadas é definido especificando-se a origem, o plano de referências e a principal direção no plano de referência. O sistema de coordenadas, quando se trabalha com um problema que envolve "software" e satélite, pode ser centrado no satélite, em um local da superfície da Terra, ou no centro da Terra. O plano de referências pode ser o plano do Equador, do horizonte, da eclíptica da órbita, ou o definido por dois eixos principais do satélite. As direções de apontamento podem ser o equinócio, o nodo ascendente, a Terra, o Sol ou o satélite.

As equações dinâmicas do satélite devem ser elaboradas de acordo com as possibilidades e a precisão ideal requerida. Um modelo completo, que poderia ser inconveniente pelas dificuldades de trabalho associadas e desnecessário na maioria das aplicações, incluiria forças e torques gravitacionais (principal e perturbadores), aerodinâmicos, de radiação, magnéticos, devido a atuadores, residuais de atuadores, Lua, Sol, efeitos relativísticos, e restante do sistema solar.

As integrações das equações dinâmicas de estado, ou associadas a estas como as geradoras das matrizes de transição de estado e matriz de covariância, são normalmente numéricas. A solução das equações diferenciais são calculadas em pontos discretos t_n . Se são utilizadas somente informações no intervalo $[t_n, t_{n+1}]$, o método é de um passo; quando informações de passos precedentes a t_n são utilizados, o procedimento é de múltiplos passos.

Os procedimentos de múltiplos passos possuem a vantagem de ser rápidos, por utilizar informações já calculadas anteriormente, e possuem a desvantagem de necessitarem de um procedimento de partida.

O controle de erro de integração deve ser providenciado por algum processo de regularização, no tempo, das magnitudes das acelerações, ou por algum processo automático ou semi-automático de ajuste do tamanho dos passos de integração.

2.10 - O RASTREAMENTO, TRANSMISSÃO E PROCESSAMENTO

Os sistemas de rastreamento (Wagner and Velez, 1972) medem características de propagação de sinais eletromagnéticos entre a estação de rastreamento e a espaçonave. A dependência dessas medidas com o estado relativo estação-satélite constitui a chave dos procedimentos de determinação da órbita.

Os dados de telemetria e rastreamento são pré-processados, a fim de que sejam transformados em uma forma aceitável para o principal sistema de "software" da missão espacial. É uma forma de processamento com operações simples e repetitivas. As funções do pré-processamento variam conforme decisões do planejamento global da missão, mas normalmente são: eliminar pontos com desvios fora do padrão; fazer correções de calibração; transformar as medidas para representação e unidades mais convenientes; fazer um pré-alizamento e compactar os dados. Dois modos de pré-processamento são utilizados em uma mesma missão espacial. Um primeiro, programado para realizar um maior número pos

sível de operações, visando aliviar a carga do sistema principal de processamento, de modo a satisfazer as restrições de tempo de processamento nas operações em tempo real. Um segundo, programado de modo a evitar a introdução de erros nos dados, o que é necessário para os requisitos de precisão nas determinações de estado da fase operacional.

O apontamento das antenas pode ser automático, programado ou feito manualmente. Automático quando o controle é feito em malha fechada; programado quando o controle é feito em malha aberta através da utilização de um programador de efemérides; e manual, se realizado através de um operador.

CAPÍTULO 3

REQUISITOS DE UM SISTEMA COMPUTACIONAL PARA CONTROLE DE SATÉLITE

3.1 - INTRODUÇÃO

Os requisitos para um sistema computacional podem ser divididos em: funcionais, que indicam os objetivos do processamento; de desempenho, que indicam quão bem os requisitos funcionais devem ser realizados; qualitativos, que indicam características de qualidade do sistema computacional; e de contorno à solução, que, face aos vínculos existentes, impõem filosofias e orientam o desenvolvimento do projeto.

Um requisito funcional bem definido é designado modo funcional, ou simplesmente modo. Um agrupamento de modos é designado subsistema. Duas formas de agrupamentos parecem naturais, uma baseada em aspectos comuns ao sistema de aplicação, e outra baseada em características comuns ao sistema de apoio. A primeira é conveniente para colocação global dos requisitos funcionais e desenvolvimento do sistema de aplicação, e a segunda é importante na configuração do sistema de apoio.

O sistema computacional, quanto às características de interação com o homem, pode ser: totalmente automático (sem nenhuma interação com operadores), totalmente conversacional (quando opera através da orientação exclusiva de operadores), ou parcialmente automático e parcialmente conversacional.

O sistema automático de processamento não providencia meios para interação. Resultados intermediários não podem ser vistos para análise; parâmetros de controle e estado de processamento não podem ser modificados pelo operador. A vantagem desta filosofia é a de dar uma maior fluência ao processamento e não ser susceptível à introdução de erros humanos na operação. A desvantagem é a pouca flexibili

dade em situações imprevistas, dada a impossibilidade de construir algoritmos eficientes para todas as situações no controle de processamento.

O sistema conversacional permite ao operador, via terminal, analisar resultados intermediários, alterar parâmetros de controle de programas e mesmo alterar o estado do processamento, tal como transferir o controle para uma sub-rotina alternativa, avançar ou retornar o estado do escoamento do processamento, rejeitar resultados parciais, etc. As vantagens e desvantagens deste sistema são opostas às do sistema automático.

A melhor opção (Wertz, 1978) é utilizar um sistema que possa operar no modo conversacional ou no modo automático, de acordo com os resultados de análises intermediárias e as etapas do processamento.

3.2 - ESTRUTURA FUNCIONAL

A Figura 3.1 apresenta uma estrutura de "software", semelhante às estruturas utilizadas em missões passadas (veja Wertz, 1978), de aplicação ao suporte de missões espaciais, envolvendo satélites terrestres, nas fases de aquisição e operação, com características de modularidade e flexibilidade. Uma estrutura modular implica que cada subsistema tenha um número mínimo de interfaces com outro. Isto facilita o desenvolvimento, a adaptação para outras missões e, particularmente, a implementação desse "software", com mínimos recursos computacionais satisfazendo adequadamente os requisitos de processamento. A flexibilidade resulta do fato de que o controle de processamento pode chamar os subsistemas de forma quase independente da sequência. Por exemplo, um programa de determinação de estado pode ser repetido várias vezes, utilizando-se os dados pré-processados uma única vez.

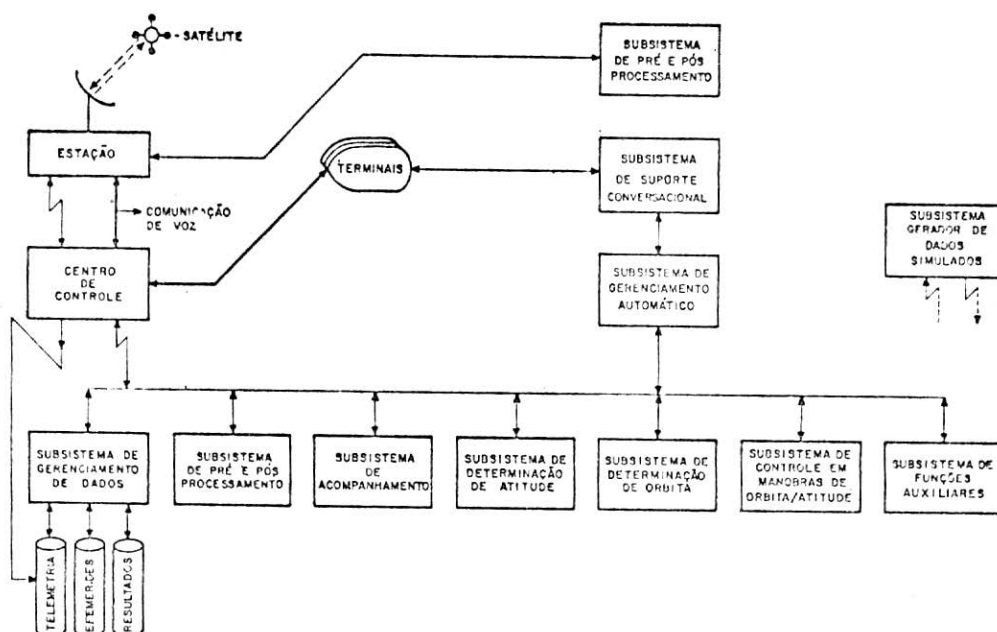


Fig. 3.1 - Uma estrutura geral para "software" de controle de satélites.

3.2.1 - SUBSISTEMA DE SUPORTE CONVERSACIONAL

O sistema de suporte conversacional deve permitir ao operador o manuseio facilitado de dados, controle da sequência de execução do processamento, acompanhamento de erros e serviços gráficos.

Os seus modos de processamento são:

a) Suporte ao controle de processamento na forma conversacional

O objetivo deste modo é permitir a interrupção de processamento e a repetição de tarefas sem entrar em confronto com o subsistema de gerenciamento.

b) Suporte à plotagem de gráficos

O objetivo deste modo é plotar gráficos em terminal e permitir a alteração dos formatos desses gráficos, ou mesmo a criação de novos gráficos, pelo operador.

c) Manuseio de dados

O objetivo é realizar compactação e estruturação de dados e eliminar dados ruins a critério do operador.

3.2.2 - SUBSISTEMA DE GERENCIAMENTO AUTOMÁTICO

O objetivo deste subsistema é processar dados de saída dos demais subsistemas e dados nominais correspondentes ao planejamento da missão, visando definir as próximas tarefas a serem executadas e sua sequência de prioridades. Interage com o subsistema de suporte conversacional, de modo a compatibilizar o processamento automático e o conversacional.

A seguir são apresentados os principais modos correspondentes a este subsistemas:

a) Modo observador do estado da missão

Providencia o acompanhamento dos resultados de processamento dos subsistemas, faz comparação com os resultados previstos nominalmente e atualiza parâmetros de definição de tarefas.

b) Modo de definição de prioridades

Através de acompanhamento do estado da missão e algoritmos de planejamento de processamento, determina e comunica ao sistema de apoio uma sequência de tarefas e prioridades. Quando estiver operan

do em tempo real, esse subsistema deve estar capacitado a realizar interrupções e acionar tarefas.

c) Modo rastreador de falhas

Verifica, através da análise de variáveis, as condições de funcionamento gerais do sistema. Se existir alguma falha, determina a forma mais indicada para eliminá-la ou contorná-la. Outras formas de detecção e recuperação de falhas deverão ser incluídas a nível de sistema de apoio (veja Seção 3.4.3).

3.2.3 - SUBSISTEMA DE GERENCIAMENTO DE DADOS

A função deste subsistema é de armazenamento e recuperação de dados brutos de telemetria, dados de telemetria pré-processados, dados nominais gerados em simulação, resultados do processamento, dados de constantes físicas e efemérides, em uma forma independente do programa que utiliza o dado armazenado, sem redundâncias, com acesso simples e otimizando os recursos de armazenamento e dispositivos de transferência.

A seguir são apresentados os modos correspondentes a este subsistema:

a) Modo preparador da operação lógica

Identifica a estrutura correspondente ao registro ou registros, a serem operados, identifica a localização lógica envolvida e providencia os parâmetros para operação.

b) Modo transformador de parâmetros lógicos em físicos

Determina o dispositivo e os parâmetros de acionamento correspondente.

c) Modo operador

Realiza as operações de criação, atualização e leitura de um registro.

3.2.4 - SUBSISTEMA DE PRÉ E PÓS-PROCESSAMENTO

O pré-processamento tem a função de transformar os dados recebidos da instrumentação, dos sensores e equipamentos de rastreamento em uma forma aceitável para a utilização nos subsistemas de determinação de órbita e atitude, e providenciar o armazenamento desses dados através do subsistema de gerenciamento de dados.

O pós-processamento tem a função de preparar e acompanhar o envio de dados de telecomandos ao satélite. A preparação resume-se em sincronizar o instante de envio, com o tempo correspondente às variáveis a serem enviadas, e fazer a codificação adequada para recebimento do dado pelos equipamentos de bordo. O acompanhamento resume-se na análise do dado de retorno e no envio de uma ordem que execute ou receba novamente o dado.

O subsistema de pré e pós-processamento realiza operações simples, mas com grande quantidade de processamento, por ser do tipo intenso e repetitivo.

A seguir são apresentados os modos básicos deste sistema e suas características principais:

a) Modo pré-processador dos dados de rastreamento

Transforma as medidas físicas do rastreamento em uma forma aceitável para o subsistema de determinação de órbita. Executa transformações elementares de variáveis, faz alizamento preliminar dos dados, correções de calibração e eventualmente compactação de dados.

b) Modo pré-processador de dados de observação de atitude

Análogo ao modo processador de dados de rastreamento, para dados de observação de atitude.

c) Modo sincronizador de telecomando

Os dados de telecomando para controle de órbita e atitude normalmente são dependentes do estado dinâmico do satélite, e como o tempo de transmissão de dados do centro de controle para as estações de rastreamento normalmente não pode ser previsto com precisão, faz-se necessária a realização de operações que visem sincronizar o tempo correspondente à validade dos dados com um tempo próximo futuro, possível para a ordem de execute.

d) Modo de controle e acompanhamento das antenas e dispositivos

As funções deste modo subsvidem-se em atuantes sobre os modos de controle de processamento, e atuantes sobre a antena e dispositivos. A atuação sobre os modos de controle de processamento consiste em informar o início e o término de entrada de dados de observações, e as ocorrências particulares que possam influir nesses dados. A atuação sobre a antena e dispositivos consiste na geração e no envio de dados de controle para esses elementos.

e) Modo de envio de telecomando

As funções do modo de envio de telecomando são as de preparar a transmissão, analisar o retorno e acionar o execute, ou providenciar o reenvio do dado. A preparação da transmissão consiste em codificar e modular os dados, identificar os equipamentos e definir os parâmetros de controle desses dispositivos para a transmissão. Quando a análise do retorno identificar o recebimento correto do dado, será providenciado o envio de execute, e em caso negativo será providenciada a retransmissão do dado.

f) Modo de transmissão de dado

Consiste em protocolos de preparação e identificação de mensagens, captura de dados transmitidos e colocação de dados para transmissão.

3.2.5 - SUBSISTEMA DE ACOMPANHAMENTO

O objetivo do subsistema de acompanhamento é o de fazer atualizações e previsões das estatísticas do estado dinâmico, acompanhar as condições dos equipamentos, analisar e prever condições de visibilidade.

O subsistema de acompanhamento opera em tempo quase real e corresponde a uma grande carga de processamento. Seus modos devem possuir características de flexibilidade para satisfazer as eventuais restrições de velocidade na fase de lançamento e satisfazer os requisitos de alta precisão da fase operacional (fase pós-lançamento) da missão espacial.

A seguir serão apresentados os modos básicos deste subsistema e suas características principais:

a) Modo propagador de parâmetros orbitais e matriz de covariância correspondente

É um modo cujo objetivo é propagar os parâmetros orbitais e, se necessário, a matriz de covariância do satélite para o tempo atual, ou para um certo tempo especificado. Atualiza seus dados de trabalho sempre que um pacote de observações for processada no subsistema de determinação de órbita. Deve possuir modelagem adequada para abranger a propagação de órbita e propagação em manobras de atitude e de transferência.

A propagação da matriz de covariância é feita de acordo com as técnicas de propagação utilizada no sistema de determinação de órbita.

b) Modo propagador da atitude e matriz de covariância correspondente

Propaga o estado do satélite e eventualmente a matriz de covariância correspondente. As mesmas considerações feitas ao modo propagador de efemérides são válidas para este modo.

c) Modo de análises de visibilidade

Faz análise para o estado atual e previsão através do estado propagado das condições de visibilidade, tais como: visibilidade satélite-Sol, satélite-estrela, satélite-estação e ângulo de visibilidade Terra-satélite-Sol. Essas condições de visibilidade são importantes para o funcionamento dos sensores, atuação de sistemas de controle, rastreamento e envios de telemetria e telecomando.

d) Modo previsor de pontos especiais da órbita

Determinar o tempo em que o satélite estará em uma posição com dadas características, tais como: nodo ascendente, apogeu, etc.

3.2.6 - SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA

Determina a posição velocidade e eventualmente os parâmetros de modelo, utilizando dados de observação coletados durante a missão. O processamento é efetuado normalmente em tempo quase real, e os dados de observação podem ser processados em pacotes, para estimadores do tipo mínimos quadrados, sequencial para estimação por filtragem do tipo Kalman, etc.

A utilização de filtragem reduz a carga de processamento por não requerer a utilização de reiterações do processo para resolução das não-linearidades, pois, para o processamento de cada observação, tem-se a priori para linearização um bom valor de referência no estado propagado.

A seguir serão apresentados os modos básicos deste sub sistema e suas características principais:

a) Modo de determinação preliminar da órbita

A partir das estatísticas propagadas do estado orbital e dos primeiros dados de observação, faz-se a avaliação preliminar do es tado orbital e da matriz de covariância correspondente.

b) Modo de determinação da órbita

A partir de um pacote de dados de observações e de valo res de partida, para o estado e covariância, determina o estado do sa télite e suas estatísticas em um tempo correspondente ao do dado de ob servação mais recente no pacote.

3.2.7 - SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

Determina a atitude e eventualmente os parâmetros do mo delo, utilizando dados dos sensores. O processamento envolvido é gran de e, conforme os processos, as restrições de tempo de processamento são fortes, tornando necessário uma minimização de processamento con versacional.

A seguir são apresentados os modos deste subsistema:

a) Modo determinístico

Determina por procedimentos determinísticos a atitude do satélite. A partir do conhecimento da atitude, esse modo pode ser uti lizado em uma forma inversa para efeito de validação de dados dos sen sores.

b) Modo de suporte a controladores do tipo malha aberta

Determina a atitude por procedimentos de estimação de estado. Admite tempos de espera de 30s ou mais, entre a disponibilidade do dado a ser processado e sua utilização. Não requer recursos computacionais especiais.

c) Modo de suporte a controladores em malha fechada

Determina a atitude por procedimentos de estimação do estado. Admite tempos de espera da ordem de 10s. Não requer recursos computacionais sofisticados e permite, embora com restrições, o processamento conversacional.

d) Modo de suporte a controladores com forte restrições no tempo de espera

Determina a atitude por procedimentos de estimação de estado, em apoio a controladores em malha fechada, com tempo de espera admissíveis muito menores do que 10s. Requer recursos computacionais sofisticados e não admite interação com operadores. Normalmente as missões espaciais podem ser projetadas de modo a não requerer essa modalidade de processamento.

3.2.8 - SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO DO CONTROLE EM MANOBRAS DE ÓRBITA E ATITUDE

Quanto às características de restrição de tempo de processamento, este subsistema possui correspondência com os subsistemas de determinação de órbita e atitude. É encarregado de atualizar ou determinar as mais variadas formas de controle requeridas durante a missão.

A seguir são apresentados alguns modos típicos desse subsistema:

a) Modo de transferência de órbita por impulsos

Determina os impulsos (número, direção e magnitude) para transferência de órbitas com grandes diferenças entre elas.

b) Modo motor de apogeu

Determina os impulsos necessários em um processo de circularização de órbita.

c) Modo de ajuste de órbita

Determina impulsos necessários para uma transferência entre órbitas próximas.

d) Modo de reorientação de eixo de rotação

Determina os impulsos e parâmetros envolvidos em um processo de reorientação do eixo de rotação.

e) Modo controlador de atitude em malha fechada

Determina o valor dos controles em processos de controle de atitude em malha fechada.

3.2.9 - SUBSISTEMA DE FUNÇÕES AUXILIARES

O objetivo do subsistema de funções auxiliares é o de realizar operações que são requeridas por vários modos do sistema ou, eventualmente, de subsistema. Este subsistema deve possuir as características de ser facilmente acessível por qualquer modo de processamento, seus modos devem ser altamente confiáveis e projetados para satisfazerem os requisitos, muitas vezes conflitantes, de rapidez e precisão para os vários modos usuários deste subsistema.

Os modos deste subsistema serão definidos mais propriamente na fase de desenvolvimento, pois seria muito difícil a essa altura classificar todos os modos auxiliares. A seguir é apresentada uma sequência de modos auxiliares, a título de exemplo:

a) Modo de realização de operações matriciais

Providencia operações com matrizes e vetores de multiplicação, inversão, transposição, adição, produtos vetoriais, cálculo de módulos, cálculo de determinante, etc.

b) Modo interpolador

Providencia a determinação do valor de uma função em um ponto, dado um conjunto discreto de valores dessa função.

c) Modo de ajuste

Dada uma norma a ser minimizada, ajusta um polinômio, ou um funcional com parâmetros a determinar, a uma nuvem de pontos.

d) Modo integrador numérico

Providencia a integração numérica de um sistema de equações diferenciais ordinárias.

e) Modo conversor de tempos

Providencia a conversão da variável tempo de um sistema de medidas para outro.

f) Modo de mudança de sistema de coordenadas

Providencia a transformação de coordenadas de um sistema de referência para outro.

g) Modo determinador de efemérides gerais

Calcula a posição do Sol, Lua, estrelas de referência, vetor do campo magnético terrestre em uma dada posição, Equador verdadeiro, etc.

h) Modo plotador de gráficos em terminais

Providencia a plotagem de gráficos dentro de padrões de escala convenientes. Eventualmente, faz-se necessária a plotagem superposta a fundos especiais, por exemplo, mapa mundi, mapa celeste, valores nominais.

3.2.10 - SUBSISTEMA GERADOR DE DADOS SIMULADOS

O simulador é aplicado para desenvolvimento e teste das várias capacidades do sistema de suporte computacional, para simulações de treinamento de operadores para a missão, para simulação de qualificação em tempo real do sistema e para geração de dados nominais.

A seguir são apresentados os modos deste subsistema:

a) Modo gerador de dados nominais

Gerar dados para serem armazenados e servirem de referência para o acompanhamento dos processos da missão.

b) Modo gerador de dados para simulação

Possui o objetivo de dar suporte aos processos de simulação do sistema, através da geração de dados, para simulação dos vários subsistemas do sistema computacional como um todo. Por exemplo, gerar dados de telemetria dos sensores e de rastreamento com introdução controlada de ruídos de medição, transmissão, atrasos de tempo e taxas de transmissão.

3.3 - REQUISITOS DE DESEMPENHO

Os requisitos de desempenho representam características impostas, mensuráveis, correspondentes aos requisitos funcionais. Por exemplo, carga de processamento, precisão numérica, tempo de resposta, tolerância a falhas.

Os requisitos de desempenho de um modo geral estão associados à natureza da missão; no entanto, um sistema de suporte computacional deve ser projetado com base em um programa espacial e capacitado ou adaptável para operar as missões desse programa.

A carga de processamento de uma missão é significativamente maior durante o período de lançamento do que durante a fase de operação. Alguns indicadores podem ser utilizados para avaliação dessa carga (Marelli e Valentiny, 1976):

- carga telemétrica estação centro de controle;
- função densidade de telecomandos, obtidos ao longo do perfil da missão;
- complexidade do processamento requerido para definir uma ação de comando;
- tempo de resposta.

A Tabela 3.1, baseada em Marelli e Valentiny (1976), apresenta esses indicadores para uma série de missões espaciais.

O Sistema da TELESAT Canadense, apresentado por Domb (1975), utiliza Modem de transmissão de dados de telemetria de 3600 bps. Esse sistema é capaz de operar dois satélites geoestacionários e dar suporte ao lançamento de um terceiro.

TABELA 3.1

CARACTERÍSTICAS DE PROCESSAMENTO DE ALGUMAS MISSÕES

SATÉLITE	TELEMETRIA M bit/day	PROCESSAMENTO PARA TELECOMANDO	TEMPOS DE RESPOSTA
EROS-II	12(baixa)	Pequeno	Médio
COS-B	25(baixa)	Grande	Médio
HEOS-1/2	3(baixa)	Pequeno	Médio
METEOSAT	14000(alta)	Muito Grande	Muito Rápido

Os subsistemas, quanto à carga de processamento, podem ser subdivididos em dois grupos. Um primeiro, requer processamento intenso e repetitivo, utiliza pouca memória e não requer grande precisão; um segundo, em oposição, requer processamento esparso, utiliza grandes memórias e precisão de palavras. Em linhas gerais, existem processos que são exceção dentro dos subsistemas, o primeiro grupo é formado pelos subsistemas de pré e pós-processamento, gerenciamento, suporte conversacional, gerenciamento de dados; e o segundo, pelos demais subsistemas.

Os requisitos, quanto ao acompanhamento do tempo, podem ser do tipo tempo-real ou tempo-quase-real, dependendo do processo. A maior parte do processamento é do tipo tempo-quase-real, o que permite o processamento do tipo "batch", podendo, eventualmente, ser utilizado um sistema de usuários, dentro de prioridades especiais de processamento. Os processos em tempo-real, normalmente, também são poucos restritivos (Wertz, 1978), ainda admitem, embora com alguma restrição, o processamento do tipo conversacional e indicam a utilização de minicomputadores que operam de forma dedicada.

Tolerância a falhas deve ser objeto de atenção dentro do projeto de um sistema computacional, suporte para uma missão espacial. Em situações críticas dentro da missão, uma falha ou um conjunto de falhas intoleráveis no sistema computacional pode corresponder à perda da missão. Então, a probabilidade de ocorrência de uma situação intolerável ao sistema computacional deve ser imposta menor do que um valor pré-especificado. Um sistema com essa característica é dito sistema tolerante a falhas.

3.4 - REQUISITOS QUALITATIVOS

3.4.1 - INTRODUÇÃO

Um bom programa de computador deve ser simples, confiável e adaptável (Hansen, 1977). Sem simplicidade, não se pode esperar que alguém entenda os propósitos e detalhes de um grande programa. Sem confiabilidade, não se pode depender dele. E sem adaptabilidade para alteração ou acréscimo de requisitos, um programa eventualmente torna-se ultrapassado. Simplicidade, confiabilidade e adaptabilidade fazem um programa manuseável.

Simplicidade, confiabilidade e adaptabilidade são características de qualidade para qualquer elemento de um sistema computacional e, até mesmo para o sistema computacional como um todo. Outras características de qualidade são desejáveis aos elementos e a um sistema computacional; as principais são eficiência, generalidade e portabilidade.

A obtenção dessas características de qualidade pode ser conflitante; então, é necessária a adoção de uma sequência de prioridades. Uma sequência consistente e possível de ser adotada, que parece conveniente ao caso, na opinião do autor deste trabalho, seria: simplicidade, confiabilidade, adaptabilidade, generalidade, eficiência, portabilidade.

A seguir são descritos com mais detalhes esses atributos de um bom elemento do sistema computacional. Entendendo-se por elemento do sistema computacional qualquer subdivisão deste sistema como, por exemplo, um programa do sistema de aplicação para realização de um modo funcional, um equipamento do sistema de apoio, um sistema de transmissão de dados a distância, um sistema computacional, etc.

3.4.2 - SIMPLICIDADE

Um elemento de sistema computacional pode ser grande de mais para ser entendido e manuseado como um todo. Uma primeira decisão no sentido de resolver esse problema é subdividi-lo em elementos menores, módulos, de modo que qualquer um deles possa ser entendido facilmente por um especialista. Uma segunda decisão é fazer esses módulos transparentes para utilização, isto é, para utilização desses módulos é necessário entender somente seus aspectos de entrada e saída. Uma terceira providência é adotar o interfaceamento minimal, ou seja, construir os elementos através de uma estrutura modular com mínima interface.

A clareza de entendimentos dos módulos pode ser conseguida mais facilmente através da utilização de programação estruturada. Segundo Donaldson (1973), programação estruturada é a maneira de organizar e codificar programas, de tal modo que os tornem facilmente compreensíveis e adaptáveis.

A melhor forma de acoplamento das estruturas de dados dos módulos é através dos argumentos e parâmetros de uma chamada de sub-rotina. Outras formas de interface, por exemplo "COMMON", não caracterizam os módulos como "caixas pretas", requerendo para modificação de um módulo a verificação de efeitos em outros módulos acoplados e, eventualmente, a modificação e recompilação desses módulos.

3.4.3 - CONFIABILIDADE

Se uma tarefa de processamento termina de forma inesperada e ela é necessária, um período de 15 minutos ou mais (Wertz, 1978) pode ser requerido para submeter novamente o programa. Um intervalo desta magnitude é inaceitável em um sistema tempo-real, e muito inconveniente em um sistema tempo-quase-real. Portanto, um elemento computacional de um sistema suporte de missão espacial deve ter alto grau de confiabilidade e prever estratégias de recuperação do sistema.

As falhas podem ser classificadas (Laprie et alii, 1979) quanto à origem em:

- Falhas devidas a fenômenos físicos adversos. Desordem de funcionamento de algum componente por causas: internas, por exemplo ruptura de uma conexão; externas, por exemplo falta de energia na rede.
- Falhas devidas ao homem. Subdividem-se em: falhas de concepção e realização, que são devidas a especificações incompletas, ambíguas ou errôneas, ou ainda devidas a erros cometidos nas diversas fases da tradução dessas especificações; falhas de interação, erros introduzidos pelo homem por ocasião da operação do sistema.

As falhas devem ser evitadas e, dentro do inevitável, toleradas. As falhas podem ser evitadas através do desenvolvimento criterioso do sistema, testes sistemáticos para detecção de erros e treinamento de operadores. As falhas podem ser toleradas através de uma suficiente, (Rennels, 1981) capacidade de confinamento, detecção, diagnósticos e recomposição do sistema.

Confinamento da falha - são meios utilizados para prevenir a propagação dos danos resultantes de uma falha, antes que ela seja detetada.

Deteção de falhas- são mecanismos de "hardware" e "software" usados para determinar se uma falha existe. Por exemplo, de_{te}ção concorrente, bit de paridade, etc.

Diagnóstico de falhas - são mecanismos de "software" e "hardware" para localizar e identificar uma falha.

Recomposição do sistema - são mecanismos de correção de falha, por exemplo, anulamento do último ciclo e mecanismo de substitui_ção de elementos como o chaveamento de um computador reserva.

Finalmente, a generalização deve aumentar a confiabili_{da}de, já que a utilização sucessiva do sistema em aplicações reais permi_te a deteção e correção de eventuais imperfeições.

3.4.4 - ADAPTABILIDADE

Um sistema computacional para controle de satélites en_volve custos e tempo de desenvolvimento, por isso e por questões de qua_{li}ficação deve ser utilizado em missões espaciais sucessivas. Devido a características particulares de cada missão, evolução e expansão do sistema, modificações são frequentes.

Uma outra condição de adaptabilidade é a do sistema adap_{ta}r-se às condições de emergência. Embora adaptações de emergência de_vam ser a todo custo evitadas, se o sistema for suficientemente flexí_{ve}l a essas adaptações, elas podem ser extremamente úteis e, eventual_{me}nte, salvar uma missão espacial.

Os requisitos de simplicidade e confiabilidade, já discu_{ti}dos, são importantes para adaptabilidade do sistema. O primeiro re_quisito é para que o grupo de pessoas que efetuam as modificações te_nham perfeito entendimento do sistema e possam localizar os mōdulos pa_{ra} modificações. O segundo é para garantir que os erros detetados em testes sejam associados às modificações.

Além de simples e confiável para a adaptabilidade, o sistema deve ser estruturado de forma que a alteração de um módulo não introduza erros em outros módulos. Os parâmetros dos programas devem ser colocados como variáveis possíveis de ser associadas a algum sistema de entrada e saída. Para adaptações de emergência, acrescenta-se ainda a capacidade de controle do fluxo de processamento, através de parâmetros de entrada, e, como um requisito opcional, a possibilidade de conhecer no terminal os resultados intermediários do processamento e a descrição de seu estado.

3.4.5 - GENERALIDADE

O grau de generalidade de um sistema computacional para missões espaciais está relacionado com o grau de generalidade de seus elementos, e inversamente relacionado ao número de elementos de utilização específica a missões com características particulares. É importante que o sistema computacional possua certo grau de generalidade por dois motivos. O primeiro é econômico, pois os custos de adaptação serão menores e maiores as possibilidades de envolvimento desses sistemas em missões espaciais diversas. O segundo é para efeito de qualificação, pois a utilização sucessiva provoca o aperfeiçoamento e desenvolve o domínio das pessoas sobre o sistema.

Um elemento computacional menor, por exemplo elementos associados à realização de um modo funcional, possui seu grau de generalidade associado à filosofia de desenvolvimento. Por exemplo, um programa para determinação de órbita, desenvolvido para ter alto grau de generalidade, deve ter restrições mínimas quanto às condições para aplicação.

A diminuição dos elementos de aplicação específica é um esforço que deve ser compartilhado por todos os envolvidos no desenvolvimento de missões espaciais e não depende somente da parte computacional, mas depende, por exemplo, da definição de manobras com aplicação generalizada, padronização de equipamentos (sensores, atuadores, etc.).

O progresso da engenharia espacial, de forma absoluta e dentro de um programa espacial, tende a diminuir os elementos de aplicação específica. Por exemplo, para uma dada condição de atitude, atualmente existem inúmeras configurações para o observador de atitude; com o progresso da engenharia poucas dessas configurações devem ser estabelecidas como viáveis dentro de critérios mais rigorosos de projeto.

3.4.6 - EFICIÊNCIA

A eficiência de um sistema computacional para controle de satélite pode ser definida pela relação de serviços e custos. Característica do serviço prestado, por exemplo, carga e velocidade de processamento de um programa, são estabelecidas através dos requisitos de desempenho.

Um sistema computacional para controle de satélites pode ser desenvolvido para operar alguns critérios e adquirir um último satélite. As manobras de aquisição necessitam muito mais recursos do que a manutenção em operação; dessa forma, um sistema computacional dedicado somente a essas funções seria subutilizado. Desse modo é economicamente vantajoso prever outras utilizações associadas a missões espaciais para o sistema como, por exemplo, desenvolvimento de "software", simulações, processamento de telemetria de carga útil. Uma outra possibilidade é utilizar um sistema dedicado a missões espaciais subdimensionado e completar os recursos através da utilização de outros sistemas. O sistema canadense, projetado para a série ANIK, adota ambas filosofias (Domb, 1975) e resultou em um sistema capaz de suportar três satélites que utilizam, como recursos próprios, uma rede relativamente pequena de minicomputadores.

3.5 - REQUISITOS DE CONTORNO

Os requisitos de contorno impõem diretrizes ao projeto, a partir de critérios não-envolvidos diretamente com o objeto do proje

to. Práticas padrões, limitação de recursos, filosofias de investimento, estrutura da organização, etc. impõem requisitos ao projeto, de modo adequá-lo aos interesses das organizações usuária e de desenvolvimento. Os requisitos de contorno limitam o espaço de soluções do problema, podendo eventualmente limitar as opções dos projetistas; por isso, a conveniência da colocação de cada requisito deve ser debatida entre os envolvidos no programa.

CAPÍTULO 4

IMPLEMENTAÇÃO E DESENVOLVIMENTO

4.1 - INTRODUÇÃO

Um sistema computacional para suporte ao controle de satélites normalmente utiliza elementos computacionais de apoio disponíveis comercialmente, ou seja, esses elementos não são, pelo menos, totalmente desenvolvidos para aplicação específica. No entanto, para que sejam adequados à aplicação, a escolha desses elementos deve ser criteriosa; podem ser necessárias ou convenientes adaptações desses elementos.

Para efeito de desenvolvimento e simulações de alguns subsistemas e de simulações globais, um sistema computacional de apoio compatível deve ser previsto e desenvolvido juntamente como "software" de aplicação. Isso, além de facilitar o desenvolvimento, qualificará um sistema computacional completo, ou seja, sua arquitetura, "software" de apoio e aplicação, para suporte ao controle de satélites.

O desenvolvimento do "software" para suporte ao controle de satélites, generalizando todo "software" com aplicações reais, deve seguir toda uma metodologia. Pode ser feita uma analogia entre desenvolvimento de "software" e qualquer outro produto de engenharia como, por exemplo, um computador ou um avião. Nenhum desses produtos podem ser de boa qualidade, se não forem acompanhados por projetos de construção e testes de boa qualidade.

4.2 - ARQUITETURA DO SISTEMA COMPUTACIONAL

Um sistema computacional para controle de satélites é uma coleção de computadores ou de elementos de processamento, projetados para executar o processamento de controle, caracterizar redundâncias e permitir simulações para qualificação do sistema.

Duas ferramentas fundamentais são utilizadas para realizar comunicações interprocessadores (Carson, 1978) em um sistema distribuído de processamento, são elas: linhas de entrada e saída explícitas e compartilhamento de recursos. Os exemplos de linhas explícitas podem ser tomados desde as linhas teletipo de baixa velocidade, até as linhas de alta velocidade, de acesso direto à memória. A comunicação implícita ocorre quando dois ou mais processadores compartilham um ou mais recursos comuns, tal como um disco ou memória.

O sistema computacional para controle de satélites pode ser subdividido em recursos computacionais na estação de rastreamento, em centro de controle e, eventualmente, em recursos externos. A comunicação entre recursos da estação e centro de controle, centro de controle e recursos externos, normalmente é feita explicitamente através de linhas dedicadas, com capacidade de transmissão nos dois sentidos durante todo o tempo. Moduladores e demoduladores de dados são utilizados para interface dessas linhas de transmissão com os computadores. Entre os elementos computacionais no centro de controle, a comunicação implícita é eventualmente requerida, dependendo do grau de acoplamento entre os elementos computacionais.

Um sistema de desenvolvimento de programas consiste basicamente em: programas de aplicação, "assemblers", compiladores, sistemas operacionais e "hardware". Um sistema computacional de aplicação consiste basicamente em: programas de aplicação, sistema operacional e "hardware". Os "assemblers", sistemas operacionais e compiladores são classificados como do tipo "software" de apoio. Algumas modalidades de processamento em um sistema computacional para controle de satélites podem requerer características especiais como, por exemplo, capacidades para processamento paralelo, interação com um relógio, acionamento rápido de processos prioritários e facilidades de gerenciamento do processamento.

4.2.1 - "DUTO" COMPARTILHADO

O "duto" compartilhado é um sistema na forma implícita, muito simples de transmissão de dados, tanto para sistemas com um ou com múltiplos processadores. Tal elemento de interconecção é frequentemente passivo (Enslow, 1977), não possuindo nenhum elemento ativo, tais como, comutadores ou amplificadores. As operações de transferência são controladas completamente pelas interfaces das unidades de envio e recepção. Uma unidade que pretende iniciar uma transferência deve primeiro determinar o estado de disponibilidade do "duto" e então, endereçar a unidade destinatária, determinar sua disponibilidade e capacidade de receber a transferência, enviar para a unidade destinatária os parâmetros da transferência, e finalmente iniciar a transferência. A unidade destinatária somente tem que reconhecer o seu endereço e responder aos sinais de controle.

As Figuras 4.1 e 4.2 mostram exemplos de utilização do "duto" compartilhado em sistemas com dois processadores.

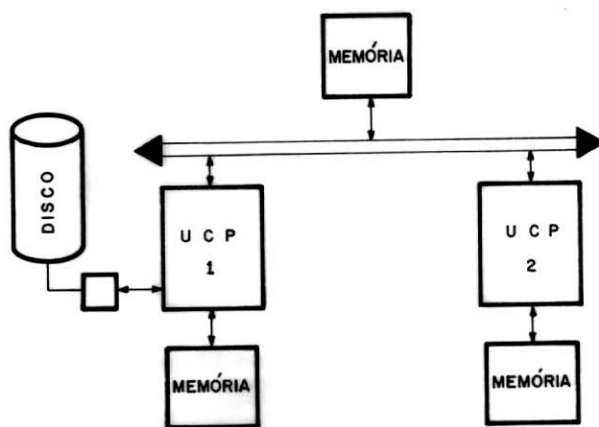


Fig. 4.1 - "Duto" e memória compartilhados por dois processadores.

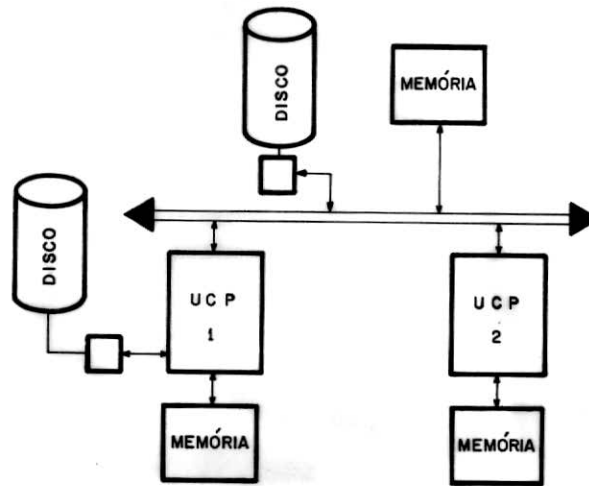


Fig. 4.2 - Sistema com multicompartilhamento.

As características de modularidade e flexibilidade para modificação e expansão são excelentes com respeito aos elementos e pobre com relação ao "duto". Similarmente, a capacidade de reconfiguração na ocorrência de uma falha é ótima para falhas nos elementos e pobre para falhas no "duto". Enquanto uma falha em um elemento computacional impõe apenas o chaveamento de um outro elemento redundante, uma falha no "duto" impõe o chaveamento de todos os elementos para um "duto" redundante. No entanto, na ocorrência de falha no "duto", a reconfiguração pela substituição do "duto" por outro redundante pode ser feita de modo suficientemente rápido, em aplicações de tempo-real que admitem atrasos de tempo não muito rigorosos na reconfiguração.

4.2.2 - ARQUITETURA BÁSICA

A estrutura funcional apresentada na Figura 3.1 é baseada em características comuns de "software" de aplicação. A estrutura computacional pode ser projetada pelos mais variados caminhos para satisfazer os requisitos funcionais e os de desempenho. Os subsistemas da Figura 3.1 podem fazer parte de um mesmo bloco de programas a ser processado em um grande computador, ou processados de forma distribuída.

O sistema suporte da missão espacial não requer as facilidades dos médios e grandes computadores para todas as funções. Vem sendo demonstrado que para as aplicações em controle de satélites, as funções intensivas e repetitivas como, por exemplo, o pré-processamento são mais eficientemente realizadas em minicomputadores. Em um processamento desse tipo, em que o crítico é a manutenção do fluxo de dados, facilmente conseguido com um processador dedicado, a grande capacidade de UCP, precisão de palavra, sofisticação de instruções e sistema operacional de um grande computador poderiam ser de pequena valia. Além disso, a tolerância à falha é mais economicamente obtida dentro da filosofia de processamento distribuído, devido ao alto custo para gerar redundâncias de equipamentos de grande porte.

Algumas modalidades de processamento requerem precisão de palavra e grande carga de processamento; entretanto, essas modalidades admitem grandes atrasos de tempo, podendo ser processadas em modo "batch" em um médio ou grande computador. Por razões econômicas, esses recursos de sistema de grande porte podem eventualmente serem alocados externamente ao centro de controle.

O sistema de computadores, apresentado em Domb (1975), utilizado pela "TELESAT Canada" para lançamento dos satélites ANIK-I, ANIK-II, ANIK-III, ilustra essas considerações. A Figura 4.3 apresenta um esquema dessa rede de computadores.

Os computadores UNIVAC-1108 não são de propriedade da "TELESAT Canada". O computador situado em Ottawa é normalmente utilizado, e os de Oakland são utilizados quando há falha no computador de Ottawa. Os minicomputadores em "on-line" no centro de controle (Ottawa) providenciam os processos de transmissão, redução, controle de banco de dados e facilidades de interação com os operadores. Os minicomputadores em "off-line" são utilizados para reconfiguração em emergência e em simulações do sistema "on-line".

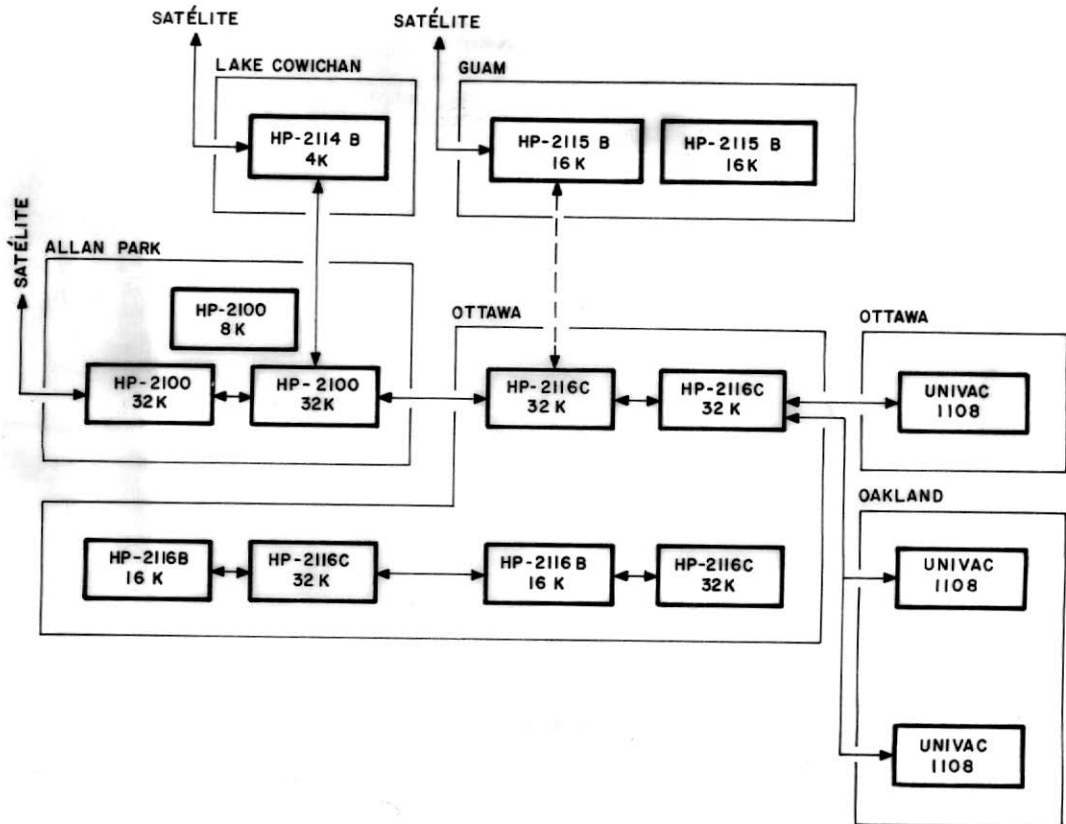


Fig. 4.3 - Sistemas de computadores de suporte para a série ANIK.

Um grupo de indústrias lideradas pela IBM (Velez, 1981), atualmente desenvolve um sistema, aplicação e apoio, computacional básico para controle de satélites. Esse grupo pretende dar suporte a grande demanda esperada desses sistemas para os próximos 25 anos. Esse sistema não apresenta as características do sistema canadense de desvincular boa parte do processamento, processamento em "batch", das características do equipamento, pois ele define toda uma estrutura computacional.

Uma boa definição de uma arquitetura básica não poderia ser feita apenas com as considerações feitas neste trabalho. Estudos e decisões normalmente provocarão aperfeiçoamento da arquitetura durante todo o projeto.

A utilização de minicomputadores segundo a filosofia do sistema canadense parece ser uma excelente opção. O "duto" compartilhado (Seção 4.2.1), serial ou paralelo, poderia ser utilizado como mecanismo de acoplamento entre os elementos computacionais, particularmente, pelas boas características de reconfiguração dos sistemas que utilizam. Um miniprocessador se encarregaria de executar os subsistemas de pré e pós-processamento; um outro, executaria os subsistemas de gerenciamento e suporte conversacional; e finalmente um terceiro processador, para execução de eventuais processos dos demais subsistemas em tempo-real.

4.2.3 - "SOFTWARE" DE APOIO

A linguagem de programação a ser adotada depende do programa ou trecho de programa. Por ocasião da programação de um trecho de programa, processado em um número de vezes maior do que a média, e quando uma grande velocidade de processamento é desejável, o ideal, é que esse trecho de programa seja feito em "assembler". Na programação de processos concorrentes, que compartilham variáveis comuns, é indicada a utilização de linguagem de alto nível concorrente. Para processos sequenciais, uma linguagem de alto nível estruturada, que melhor se adapte a equipe, é a indicada.

Na forma interativa de processamento, o sistema deve permitir que o homem influencie diretamente no gerenciamento. O mesmo deve ocorrer com relação aos programas de aplicação para gerenciamento automático, ou seja, deve ser possível o gerenciamento de processamento a partir de programas de aplicação. Se a esses requisitos for acrescentado o de processamento em tempo-real, o sistema deve possuir ainda recursos para vincular o processamento ao relógio. Esses recursos são permitidos através do sistema operacional, ou através de linguagens especiais de alto nível. Particularmente, para implementação do subsistema de gerenciamento automático, a utilização de uma linguagem de alto nível, com recursos de gerenciamento de processamento e tempo-real, é conveniente. Isso, além de uniformizar o "software", facilita seu desen

volvimento e aumenta sua confiabilidade, por poder contar com os benefícios de um compilador.

4.3 - DESENVOLVIMENTO ÓTIMO

Entende-se como desenvolvimento ótimo o desenvolvimento do sistema que satisfaça os requisitos funcionais e de desempenho, com a maior qualidade possível dentro de custos compatíveis. Para isso, filosofias claras e eficientes de projeto, documentação e testes devem ser adotados.

Um dos caminhos mais custosos (Tausworthe, 1977) para o desenvolvimento de "software" é o que inicia a fase de produção sem que o problema esteja em um estágio adequado de definição. Uma pequena mudança na definição do programa pode provocar uma avalanche de alterações no trabalho, resultando em um projeto subótimo, com programas de baixa qualidade. Na literatura são encontradas várias metodologias para desenvolvimento de "software" como, por exemplo, "top-down", "bottom-up" e refinamento sucessivo.

Documentação adequada também é importante em desenvolvimento de "software", pois se a documentação não for boa o projeto será de baixa qualidade (Tausworthe, 1977).

Todo esforço gasto no desenvolvimento de um sistema de "software" pode ser inutilizado, se não se conseguir definir seu grau de confiabilidade, ou se esse grau de confiabilidade não for aceitável. Um sistema computacional para controle de satélite deve ser qualificado; para isso, além de todos os cuidados no seu desenvolvimento e documentação, uma bateria de testes deve ser realizada criteriosamente, desde os menores elementos até o sistema computacional como um todo.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES

O projeto e desenvolvimento de uma missão espacial supõe uma série de suportes básicos, de modo a permití-la dentro de prazos e custos toleráveis. Se não houver disponibilidade desses suportes, o objetivo principal deve ser adquiri-los, eventualmente, em paralelo com o desenvolvimento de uma missão. Como exemplos desses suportes básicos tem-se: capacitação científica, tecnológica e industrial; laboratórios de simulação e testes; veículos lançadores; sistema de rastreamento e transmissão de dados; recursos de suporte computacional para análise, simulação e controle de missão. O potencial das possíveis missões sob todos os aspectos, como por exemplo custo, prazo de desenvolvimento, está associado às características desses recursos.

Os países com programas espaciais adiantados estão desenvolvendo lançadores recuperáveis, sistema de comunicação e rastreamento baseados em satélites, sistemas computacionais generalizados (Velez, 1981), o que deverá reduzir a relação custo/porte das missões em futuro próximo. No entanto, para que um país adquira autonomia no setor espacial, ele deverá, dentro do possível, desenvolver seus próprios recursos.

O desenvolvimento do "software" de aplicação é o caminho crítico no desenvolvimento de um sistema computacional para controle de satélites. O sistema de apoio, na medida do possível, deve ser projetado dentro dos recursos disponíveis comercialmente, feitas eventuais adaptações para satisfazerem os requisitos específicos da aplicação.

A literatura disponível é pobre em informações sobre sistemas computacionais aplicados a um programa espacial moderno de pequeno porte. Os sistemas computacionais divulgados são obsoletos, ou totalmente incompatíveis com um programa espacial de pequeno porte. Mesmo assim, devido ao estágio atual de desenvolvimento de computadores,

engenharia de "software" e arquiteturas computacionais, um projeto ótimo é viável, embora alguma experiência deva ser adquirida ao longo do projeto.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANDERSON, G.A.; JERSEN, E.D. *Computer Interconnections Structures: taxonomy, characteristics, and examples*. ACM computing survey. December, 1975. Vol. 7, nº 4.
- CARSON, J.H. *Computer Technology*. Tutorial in Distributed Processing, IEEE Computer Society, 2ª Edition, 1978.
- DOMB, V. *Duplex Computer System for Control of Canada's Anik Satellites*. Canadian Aeronautics and Space Journal, vol. 21, nº 2, Fev. 1975.
- DONALDSON, J.R. *Structured Programming*. Datamation, 19, 12 Dec., 1973, p. 52-54.
- ENSLow, Jr., P.H. *Multiprocessos Organization A survey*. ACM Computing Survey, Mar. 1977, vol. 0, nº 1.
- HANSEN, P.H. *The Architecture of Concurrent Programs*. Prentice Hall, 1977.
- JERSEN, R.W.; TONIES, C.C. *Software Engineering*. Prentice Hall, Inc, Englewood cliffs, New Jersey, 1977.
- LAPRIE, J.C.; COSTES, A.; TROY, R. *La Sureté de Fonctionnement: Besoins et solutions*. Congress Toulouse, Oct. 1979.
- MARELLI, L.; VALENTINY, G. *The Control Centre and Spacecraft Control*. ESA Bulletin, nº 7, Nov. 1976.
- MCCASKILL, A.M.; NEILL, D.V.; SATTERLEE, A.A. *Launch and Orbital Injection of INTELSAT IV Satellites*. COMSAT Technical Review. Vol. 2, number 2, Fall 1972.
- RENNELS, D.A. *Distributed Fault Tolerant Computer Systems*. Computer, IEEE Computer Society, Mar. 1981, vol. 13, nº 3, p. 55-65.
- TAUSWORTHE, R.C. *Standardized Development of Computer Software, Part. 1: Methods*. Prentice-Hall, Inc.; Englewood cliffs, New Jersey, 1977.

- VELEZ, C.E. *The Next Generation in Sallite Flight Control Systems*.
Symposium and Woskshop on Dynamics of Planets and Satellites, Embu,
São Paulo, Dc. 1981.
- WAGNER, W.E.; VELEZ, C.E. *Goddard Trajectory Determination Subsystem
Mathematical Specifications*. Greembelt, Maryland, Goddard Space
Flihgt Center, 1972.
- WERTZ, J.R. *Spacecraft Attiude Determination and Control*. D. Reidel
Publishing Company Dordrecht, Holland, 1978.