



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-9604-PUD/125

SISTEMAS COMPUTACIONAIS EM APLICAÇÕES ESPACIAIS

Maria de Fátima Mattiello-Francisco

INPE
São José dos Campos
2003



AGRADECIMENTOS:

A autora agradece o Gerente do Programa Brasileiro para a Estação Espacial Internacional – BISSP - no INPE, Dr. Petrônio Noronha de Souza pelo apoio à elaboração do artigo e revisão do texto, assim como os comentários da colega MSc. Ana Maria Ambrósio da Divisão de Sistemas de Solo, ambos vinculados à coordenadoria de Engenharia e Tecnologias Espaciais do INPE.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO
 - 1.1. SISTEMAS DE SATÉLITES
 - 1.2. AUTONOMIA E BAIXO CUSTO
2. CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE
3. CARGAS ÚTEIS
4. SUPERVISÃO DE BORDO
5. OPERAÇÃO E CONTROLE DE SATÉLITES POR SOLO
6. SOFTWARE DE SIMULAÇÃO E TESTES

REFERÊNCIAS
BIBLIOGRAFIA SUGERIDA



SIGLAS E ABREVIATURAS

CCSDS – Consultative Committee for Space data Systems
COTS – Commercial off-the-shelf
ESA – European Space Agency
GPS – Ground Positioning System
GEO – Geostationary Earth Orbit
LEO – Low Earth Orbit
MANS – Microcosm Autonomous Navigation System
NASA – National Aeronautics and Space Administration, USA
NASDA – National Space Development Agency, Japan
OBDH – On-board Data handling
RECDAS – Rede de Comunicação de Dados de Satélites
SDID – Station Data Interchange Document



1. INTRODUÇÃO

A busca por maior autonomia na operação de satélites artificiais, balões, foguetes e aeronaves em geral, tem contribuído para a ampliação do uso de sistemas computacionais em aplicações espaciais. Em diferentes graus de complexidade, estes sistemas computacionais possuem software dedicados. Muitos deles estão embarcados na eletrônica de vôo dos veículos espaciais e são desenvolvidos especificamente para cada missão. Outros residem em solo e se destinam à operação remota da aeronave. Programas de satélites, por exemplo, contam com o apoio de sistemas de software desde a fase de concepção e desenvolvimento até a fase de operação da missão em órbita. Na fase de concepção de missão, pacotes de software são utilizados para simulação e análise de viabilidade da missão. O uso destas ferramentas pelos grupos de engenharia das missões espaciais permite antever e comparar resultados decorrentes das combinações das soluções em exploração. Muitos países já venceram o desafio tecnológico de colocar veículos espaciais em órbita. Satélites artificiais atualmente já se estabeleceram como parte da infraestrutura da sociedade. E, é natural acreditar que as aplicações espaciais terão muito para evoluir num futuro não distante.

A diversidade de tipos e formas de sistemas espaciais é enorme. Por esta razão, ao se abordar o tema “aplicações espaciais” é conveniente subdividi-las em elementos funcionais ou subsistemas. Por exemplo, em sistemas espaciais do tipo satélites artificiais, é importante reconhecer que o satélite propriamente dito é apenas um elemento do grande sistema. Outro elemento deste sistema é a infraestrutura de controle em solo composta de subsistemas que apoiam a transmissão de comandos para o veículo espacial assim como viabilizam a recepção de informações em solo sobre seu estado de operação. Neste contexto, o sistema lançador é reconhecidamente outro elemento importante pois é o responsável por colocar o satélite na sua órbita final. Cada elemento do grande sistema interage com os demais e, é tarefa da engenharia de sistemas concatenar suas operações na busca da forma ótima de realizar os objetivos da missão com eficiência. Por esta razão, entender as funcionalidades de um **sistema computacional em aplicações espaciais** requer, em primeira instância, identificar o elemento ou subsistema da aplicação espacial ao qual ele se destina.

Focando os sistemas computacionais utilizados para controle de satélites, uma variedade de sistemas de software de propósitos específicos é encontrada. Sistemas de software de controle de satélites são projetados para realizar cálculos de determinação de órbita e efetuar o controle de órbita em solo, bem como o controle de atitude a bordo do veículo espacial. Estes últimos são tipicamente reativos pois interagem continuamente com sensores e atuadores para a realização de suas funções. Uma descrição das características destes sistemas computacionais é feita no capítulo 2.

A bordo de aeronaves encontram-se duas outras categorias de sistemas computacionais, um para aquisição de dados ambientais e/ ou científicos e outro para controle e monitoração da aeronave como um todo. Os primeiros objetivam

apoiar os detetores das cargas úteis a bordo da aeronave nas funções de aquisição e armazenamento temporário das informações por elas obtidas, conforme apresentado no capítulo 3. Os demais são sistemas que zelam pela saúde e monitoramento do conjunto de subsistemas (plataforma espacial) que compõem a aeronave, ao longo da vida útil da missão, em cooperação com os sistemas de solo. Estes sistemas computacionais, reconhecidos internacionalmente como OBDH – On Board Data Handling – são apresentados no capítulo 4.

Em termos do controle remoto de aeronaves por solo, sistemas computacionais para geração e transmissão de telecomandos, bem como para recepção, armazenamento e visualização de telemetrias, são típicos em aplicações espaciais com satélites, balões e foguetes/ lançadores. Da qualidade e confiabilidade do projeto e implantação de software destes sistemas computacionais dependem toda a operação e sobrevivência da missão, a qualidade da recepção dos dados científicos das cargas úteis de missões científicas e das informações de serviço de todas as missões controladas. Uma estrutura em solo, genérica, contemplando estes sistemas computacionais em missões de satélites é apresentada no capítulo 5.

Durante o projeto dos diferentes equipamentos que compõem uma missão espacial, muitos sistemas de software são desenvolvidos, não só para residir nos equipamentos que operarão efetivamente a missão, mas também para apoiar os testes dos subsistemas em desenvolvimento. Sistemas de software projetados especificamente para testes de missões espaciais constituem uma parcela significativa nos custos dos programas espaciais. Uma breve descrição destes sistemas é apresentada no capítulo 6.

No contexto de sistemas computacionais desenvolvidos para aplicações espaciais encontram-se também os sistemas de software de redução e/ou pre-processamento de dados (produção de dados úteis a partir de dados não tratados) e processamento dos resultados científicos de missões espaciais. Apesar destes sistemas de software serem tão ou mais importantes para as missões espaciais que os acima citados, não pertencem à categoria dos software críticos para a operação das missões espaciais e, por isto, não serão abordados neste documento.

A menos da ressalva feita no parágrafo anterior, sistemas computacionais em aplicações espaciais são reconhecidos como sistemas críticos e, por esta razão, o processo de desenvolvimento dos seus componentes de software deve adotar metodologias e normas recomendadas pela Engenharia de Software. Considerando-se a norma ISO/IEC 12207 [1], os processos de **Verificação e Validação** fazem parte dos processos de apoio do ciclo de vida e devem ser aplicados ao longo de todo o desenvolvimento do software para o efetivo gerenciamento da qualidade do produto de software. É fundamental especial atenção aos **Testes** destes produtos de software pois serão através das atividades de testes, que compreendem a análise dinâmica do software, que se identificará a presença de defeitos no produto o que conduzirá a um aumento de confiabilidade do software depois dos erros terem sido localizados e corrigidos.

1.1. SISTEMAS DE SATÉLITES

A arquitetura de uma missão de satélite é composta de quatro partes: o segmento espacial, o segmento lançador, o segmento solo e o segmento usuário. O desenvolvimento, propriamente dito, dos sistemas de satélites, em geral, envolve a construção de dois deles: o segmento espacial e o segmento solo. Embora fundamentais na especificação da missão e com características determinantes para o projeto do satélite, o segmento de lançamento e o segmento usuário não necessariamente fazem parte do desenvolvimento de uma missão de satélite.

No âmbito do segmento espacial encontram-se a **carga útil** (conjunto de equipamentos dedicados à aplicação da missão espacial) e a **plataforma** (conjunto de subsistemas projetados para sustentar a operação da missão em órbita, também referenciada por “bus”). A figura 1 apresenta os principais componentes do segmento espacial. Naturalmente, sendo a carga útil o grande motivador da missão, caberá a ela determinar à plataforma os recursos necessários para sua operação. A carga útil, não necessariamente, deve ser única, um satélite de telecomunicações pode contar com vários transmissores, um satélite científico pode ter vários experimentos. De forma geral, na fase de concepção de uma missão espacial, os seguintes requisitos funcionais devem ser definidos [2a]:

1. Direção de apontamento da carga útil;
2. Necessidades de operação da carga útil em órbita;
3. Tipos e taxa de dados da carga útil a ser manipulada a bordo e transmitida para solo;
4. A órbita em que a missão deverá ser mantida;
5. A forma de interação física e lógica entre a carga útil e a plataforma
6. O período de tempo de operação da carga útil
7. Energia necessária em órbita para viabilizar as funções especificadas acima.

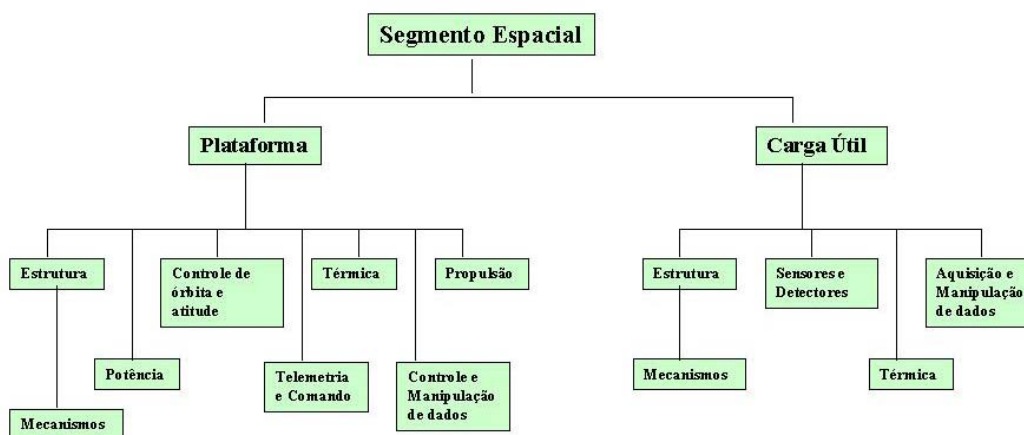


Figura 1 – Subsistemas do Satélite

No âmbito do segmento solo, 3 componentes devem ser endereçados: Estação Solo, Centro de Controle e Operações e Centro de Missão, conforme figura 2. Cabe à Estação Solo implementar o “link” de comunicação com o satélite durante os períodos da órbita do satélite em que ele passa sobre a estação (área de visada do satélite pela estação). Ao Centro de Controle e Operações cabe a elaboração e execução dos Planos de Vôo baseados na dinâmica de vôo do veículo espacial. E ao Centro de Missão se destinam as tarefas de armazenamento e disponibilização dos dados da missão aos usuários.

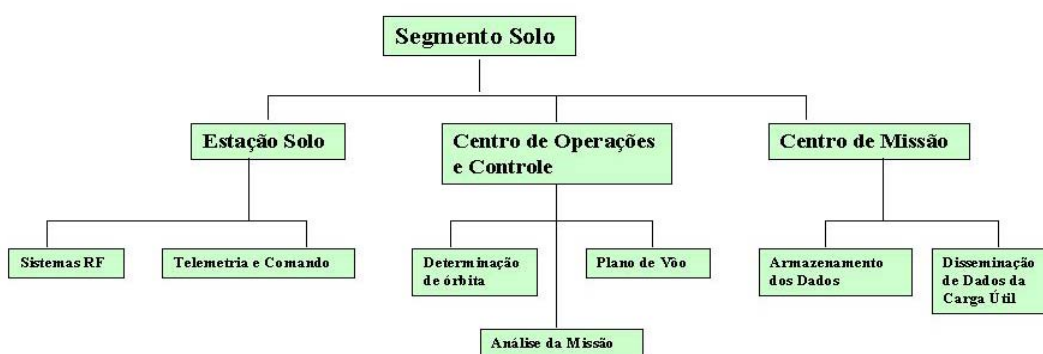


Figura 2 – Subsistemas de Solo

1.2. AUTONOMIA e BAIXO CUSTO

Houve época em que a exploração espacial ocupou a posição de principal motivadora para o desenvolvimento e inovação de sistemas computacionais e tecnologias de software avançados. Processadores e software específicos eram desenvolvidos, mantidos e controlados para sustentar de forma exclusiva as operações computacionais em muitas aplicações críticas e certamente aplicações espaciais faziam parte delas. O caráter único das missões de satélites sempre sustentou a decisão da maioria dos sistemas de software para aplicações a bordo do veículo ser desenvolvida especificamente para tais aplicações espaciais. Hoje, microprocessadores e software são parte da rotina de qualquer negócio, ciência, manufatura e controle de processos, não fazendo mais sentido optar-se por computadores e software de propósito específico na maioria das aplicações. Objetivando diminuir custos, programas espaciais caminham na direção de adotar esta mesma abordagem, utilizar as mesmas ferramentas e ambientes de desenvolvimento usados pelo mercado, ciência e engenharia. Devido à radiação e ao vácuo, computadores para o espaço ainda continuam sendo especialmente construídos, embora, gradativamente, tecnologias de componentes resistentes a radiações estejam sendo utilizadas também em processadores comerciais.

Desenvolvimento de software de aplicações espaciais podem e devem, na medida do possível, adotar ferramentas e processadores de baixo custo e baixo risco

disponíveis no mercado para processamento em solo e em órbita. Apesar de alguns software comerciais hoje já fazerem parte da rotina de desenvolvimento da maioria dos sistemas computacionais utilizados em solo, não se deve descartar por completo o desenvolvimento de software de propósito específico.

No futuro, veículos espaciais se tornarão cada vez mais dependentes de software, o que lhes permitirá maior grau de flexibilidade, uma vez que o software a bordo possa ser atualizado da mesma maneira como se faz em solo. Soma-se a esta vantagem a operação autônoma destas missões espaciais (menor dependência do satélite em relação ao solo em termos de disponibilidade de comunicação, pessoal e custo), podendo reduzir substancialmente o custo das operações em solo com a diminuição dos operadores em tarefas repetitivas. Tem-se constatado que a automatização de 20% das atividades de operação acarreta uma abrangência de quase 80% das situações de rotina (tarefas repetitivas e monitoramento da saúde da aeronave), restando para os operadores apenas as tarefas mais complexas do tipo: análise e solução de problemas bem como a elaboração de planos de longo prazo [3a]. Não há razões técnicas para não se optar pelo baixo custo das missões de satélites completamente autônomas. Autonomia pode reduzir custo e risco da missão, o maior problema é introduzir na comunidade a cultura deste novo paradigma. A resistência ainda se deve à falta de confiança nos sistemas de software autônomos e esta só será adquirida com a consolidação dos processos de desenvolvimento e testes de software. A garantia da qualidade do processo de geração de software é o elemento chave.

2. CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE

Sistemas computacionais para determinação e controle de atitude de satélites são atualmente autônomos praticamente em todos os satélites.

Na análise de viabilidade e concepção de uma missão de satélites, uma vez definidos os requisitos e técnicas gerais de controle, os engenheiros de controle de atitude trabalham na seleção dos atuadores e sensores que melhor atendam os requisitos da missão. Com a disponibilização das tecnologias GPS e MANS, a navegação autônoma ficou disponível a baixo custo. O que ainda permanece em discussão hoje é a navegação autônoma para missões interplanetárias [3a].

Na maioria dos casos é muito difícil testar em solo sistemas de controle de atitude reais de veículos espaciais. Por exemplo, a força da gravidade e a resistência do ar são variáveis que anulam completamente efeitos que influenciam a atitude das veículos espaciais em órbita. Além disso, os dados que devem ser adquiridos pelos sensores de horizonte da Terra, de estrelas e da variação do campo magnético da Terra não são fiéis quando lidos em solo. É comum usar uma quantidade enorme de sistemas de software e equipamentos complexos para simular parte do ambiente do espaço. Neste contexto alguns elementos se comportam como ativos, isto é, simulam perturbações e situações ambientais que levam outros elementos, tidos como passivos, sofrerem com tais influências. A modelagem do comportamento destes sistemas ativos para simulação por computador é em geral bastante complexa. Muitos recursos são gastos com a construção de simuladores para validação dos sistemas de controle (sensores e atuadores reais interagindo com os

simuladores), na tentativa de se minimizar problemas operacionais futuros. Nos programas de satélites de baixo custo é comum se adotar uma abordagem mais simples: testa-se exaustivamente os sensores e atuadores reais separadamente e, depois, testa-se os “loops” de controle implementados no software de voo real com a simulação dos sensores e atuadores. Ainda nesta abordagem, uma técnica mais complicada envolve a inclusão de hardware no “loop”, isto é, simula dinâmicas de atitude do veículo espacial em um computador separado cuja conexão com a aeronave é feita pelas linhas de controle dos atuadores (torques) e entradas dos sensores (atitude), conforme figura 3 [2b]. A partir dos torques comandados pelo sistema de controle de atitude, via atuadores, o computador simulador (C/S) simula a nova atitude e disponibiliza esta informação para os sensores de atitude. Os sinais recebidos dos atuadores e os enviados para os sensores são tão próximos aos reais quanto possível. As entradas para a simulação da dinâmica são estas linhas de controle dos atuadores e as saídas são as entradas dos sensores. Desta forma, testam-se a lógica dos modos de chaveamento do sistema de controle de atitude, a maneira como o sistema manipula erros do modelo e a robustez da lógica básica de controle. No caso de programa de satélite de baixo custo, este método, por ser dispendioso, é bastante difícil de ser justificado.

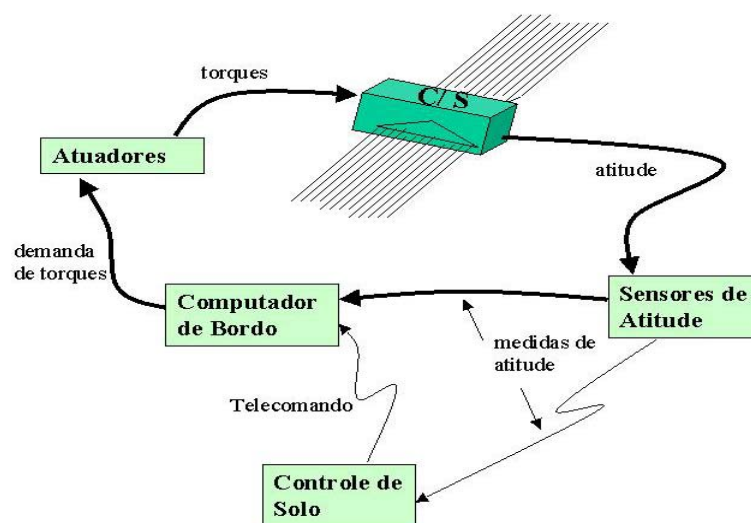


Figura 3 – Diagrama de blocos para o sistema de controle de atitude

Existem, naturalmente, testes ainda mais caros, envolvendo “loops” fora dos sensores. Por exemplo, poder-se-ia ler as saídas dos atuadores e usar um hardware para simular as possíveis mudanças no ambiente observado pelos sensores utilizados no sistema de controle de atitude. O mesmo poderia ser feito com os atuadores usando baixa-fricção ou suspensões do servo-controle que permitem o veículo espacial mover-se apenas com o consumo de potência dos atuadores. Este tipo de simulação de ambiente cinético envolve alto custo, conseguindo ser justificado apenas em programas de grandes satélites.



O controle de órbita é feito para manter a trajetória ou órbita do veículo espacial. Uma manobra de propulsão para ajuste de órbita requer um completo domínio do estado atual do veículo e resulta usualmente em uma mudança substancial nas efemérides e atitude do satélite. O controle de órbita poderia ser autônomo a bordo, mas ainda esta implementação não é comum em veículos espaciais. Satélites de baixo custo não possuem sistemas de propulsão e, portanto, nenhum controle de órbita se faz necessário. Este conceito é empregado em muitos microsatélites por exatamente priorizarem o baixo custo da missão, aceitando que pequenas derivações na órbita possam ocorrer. O fato é que controle de órbita, mesmo quando necessário, não é crítico no tempo. Pode-se dizer que uma pequena derivação na trajetória não será notada por várias órbitas, a menos que o próprio veículo notifique o segmento solo. A movimentação orbital continuará vagarosamente até que o satélite seja telecomandado de volta para a trajetória desejada. Operadores em solo tem tempo suficiente para detectar e corrigir eventuais problemas. Por este motivo, associado à tradição de se fazer em solo, e não propriamente por limitações técnicas, o controle de órbita atualmente não é feito a bordo de satélites.

Por outro lado, controle de atitude é frequentemente feito a bordo de satélites. A razão é a criticidade de apontamento e/ou estabilização da missão. Determinadas missões podem necessitar de orientações relativas, tal como manter o apontamento para uma constelação. Uma falha no controle de atitude, mesmo que por poucos segundos, pode ser fator de risco para a plataforma e/ou para a carga útil. Por exemplo, apontar a antena em direção contrária a da Terra pode interromper a comunicação com o solo; apontar painéis solares em outra direção que não o Sol, implicará em perda de potência; apontar para o Sol instrumentos sensíveis ao calor ou luz, poderá destruí-los. Estes perigos tornam o controle de atitude crítico para muitas missões espaciais.

Comparando-se brevemente controle de órbita com controle de atitude de satélites, o encargo computacional do controle de órbita autônomo é praticamente desprezível em relação aos controles de atitude autônomos. Embora as computações sejam comparativamente complexas, os sistemas de controle de atitude trabalham numa frequência de 1Hz a 10 Hz, enquanto que os sistemas de controle de órbita operam na frequência de 10^{-4} Hz a 10^{-5} Hz [3a]. Independentemente de quão fácil é sua implementação, o controle de órbita deve ser de baixo custo e baixo risco. Isto é conseguido com a abordagem "*supervised autonomy*" o que significa colocar a lógica do controle em bordo, prever comandos para implementar as atividades autônomas e permitir que as transições de autoridade a bordo sejam telecomandadas por solo quando os operadores se sentirem confortáveis para fazê-lo.

3. CARGAS ÚTEIS

Na última década do segundo milênio o mundo acompanhou um avanço enorme na área de utilização de veículos espaciais para experimentos científicos e tecnológicos. Como estado da arte vê-se em operação a Estação Espacial Internacional que, entre outros propósitos, criou inúmeras oportunidades para experimentos em microgravidade. Programas de Micro-satélites Científicos têm

permitido que muitos países, a baixo custo, desenvolvam a área espacial. Além de estimular a parceria internacional, estes programas têm proporcionado uma forte interação entre os centros de pesquisas, as universidades e a indústria no desenvolvimento, montagem e testes de cargas úteis espaciais de natureza científica e/ ou tecnológica.

Neste cenário, a variedade de propósitos das missões acoplada à necessidade de minimizar massa e potência das plataformas tem levado a uma modularização no projeto dos satélites, com o objetivo de reutilizar soluções de engenharia das plataformas e flexibilizar a troca de cargas úteis. O envolvimento das indústrias na fabricação de sistemas e equipamentos aeroespaciais possibilitou que grandes avanços em padronizações fossem implementados. Atualmente, plataformas são facilmente reconfiguradas para atender várias missões científicas. No contexto das cargas úteis, esta abordagem não se aplica de igual maneira, pois são elas que implementam a singularidade da missão. Pensar em soluções de projeto para reuso parece ainda inviável, porém em termos de modularização, as influências de políticas industriais e comerciais já são fortemente sentidas na engenharia de cargas úteis. Padrões de barramentos, interfaces e protocolos de comunicação recomendados e utilizados na engenharia das plataformas espaciais são cada vez mais adotados nos projetos das cargas úteis. A padronização de subsistemas e de interfaces a bordo (por exemplo: microprocessadores e barramentos de dados) têm provado economizar gastos no desenvolvimento dos segmentos espacial e solo.

O aumento na complexidade das cargas úteis, em termos de dados e principalmente de controle, tem demandado nos últimos anos sistemas computacionais dedicados, com maior grau de autonomia e conseqüente aumento nas funcionalidades desempenhadas pelo software embarcado. O paradigma de software de voo, embarcado em plataformas espaciais, para supervisão e controle a bordo de satélites, se aplica agora ao software embarcado nas cargas úteis. Software a bordo de veículos espaciais, de forma geral, ainda deve ser executado por processadores que requerem baixa potência e com limitações de memória. Como resultado, projetistas de software são levados a economizar milissegundos de processamento e bytes no código. Embora esta economia pareceu, por muitos anos, ser a mais natural, observou-se ao longo do tempo que a busca pelo ganho em eficiência nestes códigos sacrificava o emprego das melhores práticas da engenharia de software no desenvolvimento destes sistemas e até mesmo corte de funcionalidade. Limitações de recursos tem efeito não-linear, tentar reduzir código pela metade custa muitas vezes mais do que produzir um código "normal". Reduzir requisitos em 10% pode ser razoável, mas reduzir outros 10% já se torna mais difícil e bem mais caro [3a]. O fato é que o projeto e desenvolvimento de sistemas de software de cargas úteis deve seguir cada vez mais as recomendações e práticas adotadas pela engenharia dos sistemas computacionais das plataformas.

4. SUPERVISÃO DE BORDO

Sistemas espaciais modernos usam computadores a bordo do veículo espacial onde *on-board software systems* encontram-se embarcados. As funções executadas por estes sistemas de software a bordo de veículos espaciais incluem navegação,

monitoração da saúde dos equipamentos a bordo, processamento de comandos, gerenciamento dos subsistemas da aeronave, gerenciamento da carga útil e das comunicações. Em geral, sistemas espaciais embarcados requerem controle de tempo real e alta confiabilidade e, por esta razão, os sistemas computacionais a bordo de satélites devem realizar serviços compatíveis com os demais elementos do veículo espacial e do segmento solo [4].

Consagrado pelo nome OBDH – *On Board Data Handling*, sistemas computacionais de supervisão de bordo basicamente implementam as funções de “comando e controle” e “telemetria” a bordo de veículos espaciais. Estes sistemas computacionais embarcados têm por objetivo principal monitorar a saúde dos demais subsistemas da aeronave e efetuar seus controles quando necessário, assim como garantir o armazenamento temporário e a integridade dos dados da missão. Estas tarefas, cada vez mais implementadas por sistemas de software, resultam em agregações de novas funções nos sistemas de “comando e controle” e “telemetria” a fim de realizar, por software, partes importantes das missões, antes implementadas por hardware. Por exemplo, isto é típico em missões de pequenos satélites onde se utiliza grande capacidade do processamento em bordo objetivando eliminar hardware que consome potência e/ ou reduzir custo de operações em solo. Satélites modernos são altamente autônomos, com controle de atitude, gerenciamento de consumo de energia, aquisição de dados e transmissão para estações solo automáticas ou semi-automáticas.

As funções de “comando e controle” a bordo de satélites possibilitam a operação remota dos subsistemas do satélite, tanto os que compõem a plataforma quanto os da carga útil ao longo da vida do satélite. Eles permitem que o controlador de solo mude o comportamento da aeronave, por exemplo, reorienta-a, corrija uma falha, opere um mecanismo conforme previsto. Estas operações devem ser realizadas de forma altamente confiável, com confirmação de cada instrução executada pelo OBDH via telemetria. A facilidade de telecomando temporizado a bordo é extremamente importante para o controle do veículo e das cargas úteis ao longo de toda a órbita. Ela está fundamentada na capacidade do OBDH de interpretação dos códigos de telecomandos e consequente execução num instante de tempo estipulado por solo (telecomandos temporizados). O recurso de temporização a bordo possibilita que telecomandos enviados de solo quando o satélite está em visada pela estação solo, sejam executados posteriormente, fora de visadas.

As funções associadas à “telemetria” a bordo da aeronave contemplam a monitoração em tempo real dos equipamentos e subsistemas da plataforma e também da carga útil em termos dos parâmetros críticos à sobrevivência da missão. Também são funções de telemetria no OBDH o empacotamento e armazenamento temporário dos dados da missão que serão transmitidos para solo. Entende-se por dados da missão as “telemetria” da plataforma (parâmetros críticos e não críticos) e da carga útil. A telemetria da plataforma geralmente engloba duas categorias de dados: “*housekeeping*” (conhecida como os parâmetros de engenharia que precisam ser monitorados em solo para checar a saúde e estado de operação dos equipamentos a bordo) e *atitude do satélite* (item 2) [2c]. A telemetria da carga útil consiste no conjunto de dados da aplicação, isto é nos dados científicos da missão.



A computação a bordo de satélites também é utilizada para reduzir a telemetria das missões contribuindo com a redução de custos em outras partes da missão. Por exemplo, compressão de dados a bordo pode reduzir a taxa de bits de telemetria por um fator de até 10. As missões de satélites listadas a seguir têm explorado bastante a capacidade de computação a bordo para realizar funções complexas sem depender de comandos diretos de solo [3b]:

HETE - <http://space.mit.edu/HETE/>

ALEXIS - <http://nis-www.lanl.gov/nis-projects/alexis/>

Freja - <http://sd-www.jhuapl.edu/Freja/>

5. OPERAÇÃO E CONTROLE DE SATÉLITES POR SOLO

Três funções principais são associadas ao controle de satélites: controle da carga (plataforma e carga útil), controle da atitude e controle da órbita. De modo geral, muitas cargas úteis e subsistemas das plataformas não necessitam de controle de tempo real, exceto para chaveamento de modos de operação ou tratamento de anomalias. Desta forma, é perfeitamente natural eles voarem autonomamente até que se queira comandar de solo uma mudança de modo de operação ou que uma anomalia os force entrar de forma automática em operação degradada. Existem exceções do tipo Telescópio Espaciais que exigem maior controle dos operadores. Nestes casos, operações automáticas são utilizadas para facilitar o trabalho dos operadores em solo. Atualmente, controle de atitude de satélites já é feito autonomamente a bordo das aeronaves em quase todas as missões (item 2). Por outro lado, o controle e manutenção de órbita tem sido mantidos fortemente em solo (item 2).

Sistemas computacionais são largamente utilizados em solo para apoiar as funções de controle dos satélites. Eles estão distribuídos nos Centros de Controle, Centros de Missão e Estações Terrenas. A figura 4 apresenta, de forma simplificada, uma arquitetura de segmento solo adotada pelo INPE para operação e controle de duas missões de satélites. Nesta arquitetura os sistemas computacionais dos 3 grandes elementos do segmento solo estão interligados por uma rede de comunicação de dados privada denominada RECDAS. Ela visa segurança e disponibilidade dos dados de comando e controle das missões A e B em operação trafegados entre o Centro de Controle e a Estação Solo, assim como integridade dos dados da aplicação armazenados no Centro de Missão. Estes últimos são disponibilizados para os usuários via Internet.

Nos Centros de Controle encontram-se os sistemas computacionais para operação das missões. Eles contemplam as principais tarefas necessárias para a operação e controle de uma missão de satélite:

- ◆ Previsão e propagação de órbita;
- ◆ Elaboração de Plano de Vôo;
- ◆ Recepção e armazenamento de telemetria da plataforma;
- ◆ Execução do Plano de Vôo em tempo real.

No caso da figura 4, o Centro de Controle de Satélite do INPE apoia a operação e controle das missões A e B. Nele os sistemas computacionais estão agrupados em duas redes locais para operação separada das duas missões. Observa-se que as tarefas de recepção e armazenamento de telemetria da plataforma listadas acima estão contempladas por estes sistemas computacionais, com redundância, sob o nome TM. A tarefa de execução do plano de vôo em tempo real está contemplada sob o nome TC. Associados a estes sistemas computacionais são referenciadas as siglas CCSDS e SDID respectivamente para as missões A e B. Elas sinalizam o protocolo de comunicação solo-bordo adotado em cada missão.

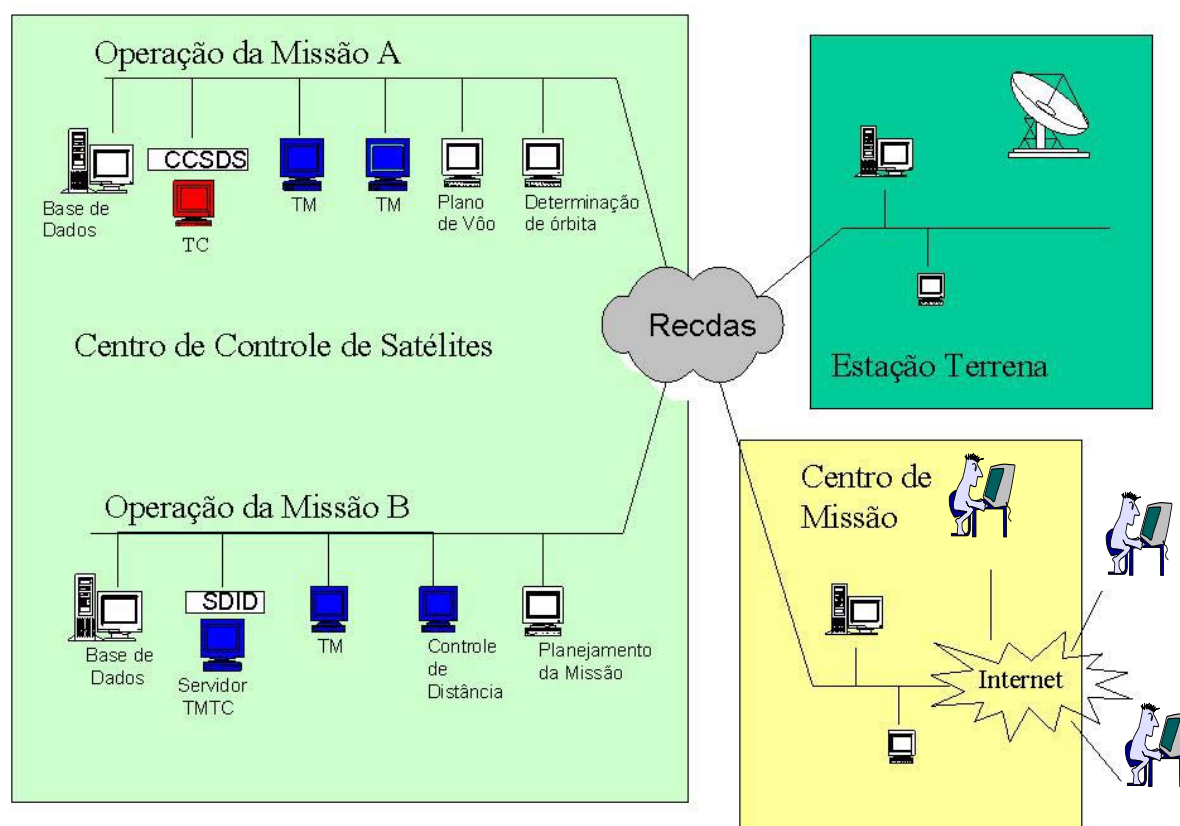


Figura 4 – Arquitetura do Segmento Solo no INPE

O padrão de interface internacional desenvolvido pelo CCSDS - Consultative Committee for Space data Systems – para pacotes de dados de telemetria e telecomandos tem sido largamente utilizado nas recentes missões espaciais da NASA, ESA e NASDA. O uso de padrões evita duplicação de esforço de desenvolvimento e reduz a complexidade das interfaces. Padrões são efetivos em custo, especialmente em ambientes multimissões, como é o caso de Centros de Controle de Satélites e Estações Solo. Esta prática tem sido adotada pelas agencias espaciais para facilitar inclusive as cooperações internacionais.

Nos Centros de Missão encontram-se os sistemas computacionais que alojam a bases de dados das missões e a infraestrutura computacional necessária à disseminação destes dados aos usuários. No caso de satélites científicos, hoje já é comum disponibilizar facilidades aos cientistas responsáveis pelos experimentos embarcados nos veículos espaciais (“principal investigators” – PIs) para acompanhamento e operação remota dos mesmos, inclusive via Internet.

Nas Estações Terrenas encontra-se o conjunto dos equipamentos associados à antena para rastreamento e comunicação com o satélite (transmissão de telecomandos e recepção de telemetria). Sistemas de “telemetria” evoluíram muito com a eletrônica digital e os equipamentos de telecomunicações móveis. Historicamente, com o propósito de evitar custos com implementações complexas a bordo para a transmissão de telemetria e, conseqüentemente, estações solo sofisticadas para a recepção das mesmas, pequenos satélites têm explorado soluções próprias nos formatos de telemetrias e em estações solo baseadas em PCs. À luz das facilidades que os sistemas computacionais estão oferecendo cada dia mais para as estações solo, disponibilizando uma gama razoável de frequências e protocolos de comunicação a baixo custo, esta abordagem tende a continuar. Por exemplo, o protocolo CCSDS já é frequentemente encontrado como parte dos equipamentos de telecomunicações. Atualmente algumas empresas do setor aeroespacial já comercializam sistemas de telemetria “off-the-shelf” (COTS – commercial off-the-shelf).

6. SOFTWARE DE SIMULAÇÃO E TESTES

Sistemas computacionais para simulação em aplicações espaciais são fundamentais na concepção, desenvolvimento e operação de missões. Por exemplo, a simulação do comportamento do ambiente onde um satélite navegará é importantíssima para o desenvolvimento e testes dos mecanismos e estrutura de veículos espaciais. Modelagens de simulação por computador são de grande valia para antever resultados de desempenho da aeronave, por exemplo, em competências relacionadas a dinâmica de vôo, análise térmica, capacidade de processamento computacional. Aplicado aos sistemas de solo, simuladores de aeronaves são largamente utilizados para treinamento de operadores de missões espaciais. Muitos simuladores são também desenvolvidos para apoiar os testes nas fases de qualificação dos módulos e subsistemas que serão de fato elementos operacionais dos modelos de engenharia e modelos de vôo da aeronave. Da mesma forma, a integração de sistemas conta com simuladores e “giga” de testes implementados por sistemas computacionais.

Os testes individuais de componentes e subsistemas de uma missão é prática adotada tão logo eles se tornam disponíveis. Muitos testes continuam mesmo depois da missão ter entrado em operação, apesar dos custos dos testes nestes casos serem muito maiores que a dos testes realizados durante o ciclo de desenvolvimento. Assim como o desenvolvimento de sistemas progride de módulos individuais para subsistemas e finalmente para os sistemas integrados, os testes também evoluem partindo dos testes de unidades, seguindo para testes de subsistemas e contemplando finalmente os testes de integração de sistemas. Para

apoiar os testes nas diferentes fases de desenvolvimento dos subsistemas e sistemas, uma quantidade enorme de sistemas computacionais são especificados, projetados e desenvolvidos especialmente como Sistemas de Testes. Infelizmente, testes são frequentemente negligenciados nos cronogramas dos projetos. Como consequência ocorre um atropelo na aplicação dos testes levando a uma comum simplificação dos mesmos. O fato é que muitos sistemas acabam voando não completamente testados. O planejamento dos testes é fundamental para identificar elementos críticos e programar a aplicação dos testes apropriados no momento adequado. Deve se lembrar que os testes em laboratório são muito mais efetivos e de menor custo que em campo, especialmente quando o “campo” é o espaço [3a].

Testes dos software de sistemas computacionais projetados para aplicações espaciais não são diferentes de outras aplicações críticas em desempenho, operação e manutenção encontradas fora da área espacial. O importante é caracterizar a criticidade do software a ser testado e, a partir daí, adotar metodologias, técnicas e ambientes de Verificação, Validação e Testes apropriados, conforme recomendado pela Engenharia de Software [1] [5].

REFERÊNCIAS:

[1] – International Standard Organization (ISO)/ International Electrotechnical Commission (IEC) 12207 **Information technology software life cycle process**, 1995

[2a] - Fortescue, P.;Stark, J. **Spacecraft systems engineering**. Chichester: John Wiley and Sons, 1991. p.4-7.

[2b] – Fortescue, P.W. Attitude Control. In: Fortescue, P.;Stark, J. eds. **Spacecraft systems engineering**. Chichester: John Wiley and Sons, 1991. Cap. 10, p.229-253.

[2c] – Robinson, J. Telemetry and command. In: Fortescue, P.;Stark, J. eds. **Spacecraft systems engineering**. Chichester: John Wiley and Sons, 1991. Cap. 14, p.347-362.

[3a] – Wertz, J.R. Software. In: Wertz, J.R. and Larson, W.J. eds. **Reducing space mission cost** . El Segundo, California, 1996. cap. 3.2, p.94-114.

[3b] – Wertz, J.R. and Larson, W.J. **Reducing space mission cost** . El Segundo, California, 1996.

[4] – Hansen, L.J. and Pollock, C.H. Spacecraft Computer Systems. In: Wertz, J.R. and Larson, W.J. eds. **Space mission analysis and design**. Torrance, CA, 1992. cap. 16, p. 603-635.

[5] – International Electrical Eletronics Engineering (IEEE) – **Software engineering standards** – IEEE CS Press 1987



BIBLIOGRAFIA SUGERIDA:

Capabilities of Earth observation satellites -CEOS

<http://www.eohandbook.com/ceos/part3a.html>

Satellite Missions at Different Wavelengths

<http://cse.ssl.berkeley.edu/lessons/indiv/timothyk/satellites.html>

Earth Science Enterprise – Satellite Missions

http://gaia.hq.nasa.gov/ese_missions/lau_select.cfm

Satellite Missions

<http://ilrs.gsfc.nasa.gov/links/satellitelinks.html>

Small Satellites Home Page

<http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/SSHP/index.html>

Links to Small Satellite Projects

http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/SSHP/links_projects.html