

ITASAT – DESENVOLVIMENTO DE UM COMPUTADOR DE BORDO TOLERANTE A FALHAS COM COMUNICAÇÃO PADRÃO CCSDS

Lidia Hissae Shibuya, lishibuya@uol.com.br

Sandro Shoiti Sato, shoiti@ita.br

Moisés Pereira Bastos, moises_bastos@hotmail.com

Edson Vinci, edsonvinci@gmail.com

Osamu Saotome, osaotome@ita.br

ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acáias; CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Resumo. Neste artigo, apresenta-se o trabalho desenvolvido pelo subsistema do Computador de Bordo e subsistema de Telecomando e Telemetria. A equipe conta com 8 alunos de pós-graduação e 4 alunos da graduação, que desenvolvem suas atividades nas áreas de Arquiteturas Tolerantes a falha, Cálculo de Confiabilidade, Sistemas Operacionais embarcados de tempo real, projeto do hardware do computador de bordo e hardware para o codificador e decodificador CCSDS, softwares aplicativos para o Computador de Bordo e para o padrão CCSDS.

Palavras-chave: ITASAT, Computador de Bordo, CCSDS, Arquitetura tolerante a falhas.

1. INTRODUÇÃO

O Programa de satélites universitários é fomentado pela AEB – Agência Espacial Brasileira, com coordenação do INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e execução do ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Um dos objetivos deste programa é formar mão-de-obra capacitada para missões espaciais.

O satélite, conhecido como ITASAT, se enquadra na categoria de micro satélites, que correspondem a satélites com massa entre 10 kg a 100 kg, com massa prevista inferior a 80kg, distribuídas em uma estrutura de 70x70x65cm. O projeto do computador de Bordo do projeto ITASAT procura seguir a linha desenvolvimento de outros programas de satélites universitários, como o ILSE (Grillmayer, et.al, 2003) da Universidade de Stuttgart e a plataforma *MYRIADE* (Dubourg et.al, 2002) da agência espacial francesa (CNES), que permitirá a utilização do computador de bordo como uma plataforma para diversas missões, com pequenas alterações, como proposto por (Ayyaz et.al., 2008).

As características estruturais do ITASAT são de que o satélite será composto por quatro placas verticais montadas na diagonal da placa inferior que dividem o satélite em quatro regiões para fixar os sistemas eletrônicos. Os painéis solares serão dispostos nas laterais do satélite de modo a atender a demanda de energia durante a missão. A missão tem previsão de duração de dois anos e deverá fazer parte do sistema de coletas de dados brasileiro. O programa do satélite universitário ITASAT possui diversos segmentos, que podem ser resumidamente representados pela Figura 1.



Figura 1. Segmentos do Programa de Satélites Universitários ITASAT.

O trabalho desenvolvido pelos alunos e professores do ITA se concentra no segmento satélite, que apresenta diversas áreas de pesquisa e desenvolvimento. O diagrama em blocos da Figura 2 ilustra os principais subsistemas do segmento satélite para o ITASAT, baseados em outras plataformas de satélites lançadas pelo INPE:

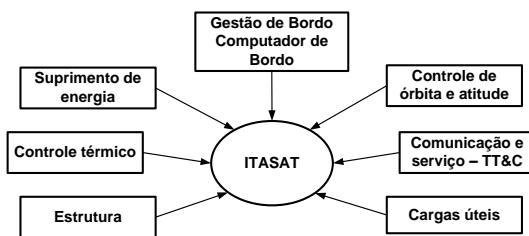


Figura 2. Diagrama em blocos dos subsistemas do segmento satélite.

A seguir, uma breve descrição de cada um dos subsistemas do segmento satélite e suas principais características de acordo com (Larson e Wertz, 2005).

Suprimento de Energia: O suprimento de energia é o responsável pela geração, armazenamento, condicionamento e distribuição de energia elétrica para todos os subsistemas do satélite. A energia elétrica é, geralmente, obtida pela conversão de energia solar, através dos painéis solares, em energia elétrica.

Estrutura: A estrutura de um satélite é a ligação mecânica entre os diversos equipamentos. Ela tem, em geral, três funções principais: mecânica, geométrica e de aterrramento. A principal função mecânica é suportar os esforços durante o lançamento, durante o desacoplamento do veículo lançador, durante o transporte e o armazenamento ainda em solo, e durante a permanência em órbita. A função geométrica é de fornecer uma superfície de montagem para os equipamentos, assegurando um posicionamento preciso dos mesmos e fornecendo uma proteção à radiação. A estrutura deve prover a interface com o veículo lançador. Por fim, a função de aterrramento é assegurar uma superfície de mesmo potencial elétrico, evitando descargas entre as partes do satélite respeitando as especificações de condutividade térmica.

Controle Térmico: O controle térmico assegura que os equipamentos que integram o satélite irão operar dentro das faixas de temperaturas de projeto. As principais fontes de calor no espaço são o Sol e a Terra. O controle térmico é feito através das trocas de calor entre os equipamentos e o espaço livre. No caso do ITASAT o controle térmico será passivo.

Gestão de Bordo: o objetivo é a concepção do **subsistema computador de bordo**, conhecido como OBC (OBC – “On-Board Computer”). No contexto do ITASAT, será utilizado um processador de 32 bits resistente à radiação e um sistema operacional que dê suporte para as funções efetuadas pelo satélite. O sistema operacional adotado para o ITASAT é o RTEMS (“Real Time Executive Multiprocessing System”). O subsistema computador de bordo unificará os subsistemas de tratamento de dados (OBDH – “On-Board Data Handling”) e o de controle de altitude e órbita (AOCS – “Attitude and Orbit Control Subsystem”) em um único módulo, chamado de ACDH (ACDH – “Attitude Control and Data Handling”). O sistema de Gestão de Bordo possui três grupos de funções principais: controle do satélite, comunicação interna e processamento dos dados de bordo. Existem dois tipos de dados que serão tratados pelo computador de Bordo do satélite, são eles os dados de *Housekeeping* e dados científicos. Os dados de *Housekeeping* são as informações sobre o funcionamento do satélite, por exemplo, posicionamento, temperatura, corrente elétrica, tensão elétrica, estado dos subsistemas ligados, entre outras. Essas informações são utilizadas pelo segmento solo com o objetivo de verificar o funcionamento dos subsistemas. Já os dados científicos são as informações coletadas por instrumentos a bordo com finalidade de estudos, por exemplo, imagens, dados sobre os efeitos de radiação. A maior parte das informações do satélite serão dados científicos.

Controle de Órbita e Atitude: para executar a missão com êxito, o satélite precisa estar apontando para uma dada direção. Quando um satélite é posto em órbita, é necessário definir seu apontamento, ou seja, seus instrumentos devem estar voltados para o um ponto específico. No caso do ITASAT, o satélite será controlado por *spin*. Para que um satélite possa ser girado no espaço, é necessário que lhe seja aplicado um torque. Um sistema AOCS básico consiste de três dispositivos: Sensores, atuadores e o OBC. No caso do ITASAT serão empregados sensores solares, herdados de do projeto FRANCO-BRASILEIRO (FBM) e magnetômetros como sensores e bobinas como atuadores, cabendo ao computador de bordo o gerenciamento dessas unidades e a execução dos algoritmos de controle.

Comunicação e Serviço: o subsistema de Comunicações de Serviço executa a telemetria, o rastreio e o comando do satélite, conhecido como **TT&C** (TT&C – “Tracking, Telemetry & Comand”). Essas funções permitem a comunicação do satélite com a estação de controle no solo. A ordem que é enviada da estação de controle em direção ao satélite é chamada de *up-link*. Além de executar os comandos recebidos da estação de controle em solo, o satélite também envia suas informações sobre seu funcionamento, ou seja, envia telemetria, que permite verificar se está tudo em ordem. A operação do envio da telemetria pelo satélite para a estação de controle em solo é chamada de *down-link*. O subsistema de comunicação e serviço contará com dois *transceivers* herdados do projeto FBM. Os telecomandos e telemetrias seguem o padrão CCSDS (CCSDS-100, 2002), (CCSDS-201, 2002) e (ECSS-M-ST, 2008).

Cargas úteis: Os satélites são veículos que transportam cargas úteis que são responsáveis pela execução da missão do satélite. No projeto ITASAT estão previstos seis experimentos e um *transponder* para coleta de dados.

Todo o projeto do satélite universitário segue as fases de desenvolvimento propostas pelos padrões ECSS da ESA. (ECSS-E-ST, 2008) (ECSS-Q-ST, 2008) Para adequar o projeto aos padrões da ESA, os principais documentos de configuração foram estudados por todos envolvidos no projeto.

O presente trabalho terá enfoque nos subsistemas de Gestão de Bordo, ou subsistema do computador de Bordo, e no subsistema de Comunicação e serviço, ou subsistema de TT&C. Um dos objetivos do subsistema do computador de Bordo é propor uma arquitetura que permita a máxima integração de funções com o menor custo e tempo de desenvolvimento (Grillmayer et. al., 2004). O diagrama em blocos da Figura 3 ilustra o computador de bordo do tipo ACDH que está sob desenvolvimento. Neste diagrama apresenta-se de modo simplificado os blocos a serem desenvolvidos. A unidade de Computador de Bordo tolerante a falhas será descrita na seção 2 deste trabalho. O módulo CCSDS, que envolve os codificadores, decodificadores e as unidades de telemetria de emergência e comandos diretos serão detalhados na seção 3.

Na seção 4 serão apresentadas as atividades em andamento no que diz respeito ao subsistema do Computador de Bordo e o subsistema de TT&C, com destaque para o módulo CCSDS.

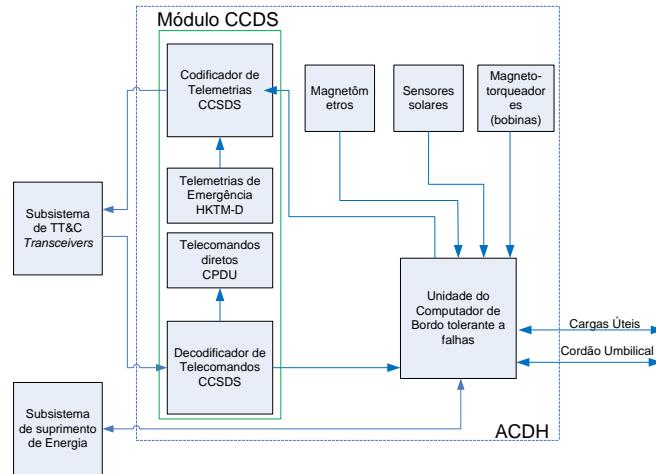


Figura 3. Diagrama em blocos do ACDH

2. ARQUITETURA DE HARDWARE TOLERANTE A FALHAS

O Computador de Bordo do tipo ACDH está sendo projetado para operar de acordo com os modos de operação do diagrama da Figura 4 de acordo com as especificações da missão. Em cada modo de operação, uma seqüência de ações do computador de bordo são necessárias, para garantir a testabilidade e o correto funcionamento do satélite durante a fase de integração e Testes. Na fase de lançamento, todos os subsistemas deverão estar desligados. Após a separação do veículo lançador, o satélite deverá iniciar em um modo seguro, com poucos recursos de hardware para verificar o status de cada um dos subsistemas e iniciar a tomada de atitude. Após a tomada de atitude e estabilização do eixo de *spin* o satélite entrará no modo operacional. Caso haja uma falha no computador de Bordo, ou solicitação via telecomando, o satélite deverá ser induzido ao modo seguro. A arquitetura de hardware do satélite deverá ser prevista para operar corretamente em todos os modos de operação.

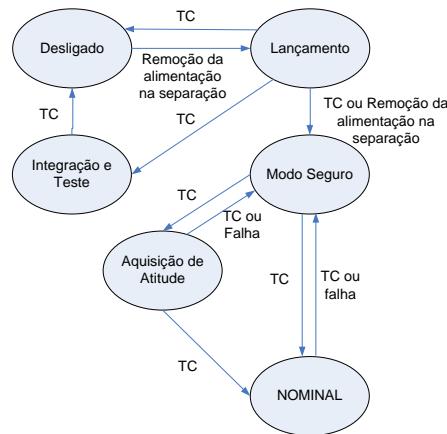


Figura 4. Modos de Operação do Satélite na fase de integração e na fase de missão

Tendo em vista o ambiente espacial, em especial em se tratando de satélites, na maioria dos casos não há a possibilidade de realizar manutenções após o lançamento. Nestes casos, a confiabilidade se constitui em um fator de extrema importância.

A arquitetura de um sistema computacional refere-se às interconexões físicas e lógicas dos componentes e ela determina a forma como os dados são transferidos entre os subsistemas. Ao se definir uma arquitetura, busca-se de maneira geral que ela seja modular e que permita reduzir e/ou simplificar as conexões.

São três as principais arquiteturas utilizadas (Larson e Wertz, 2005):

Arquitetura em estrela (centralizada ou distribuída) que consiste em uma unidade de processamento central que se conecta aos outros blocos computacionais. Este tipo de arquitetura necessita de uma grande quantidade de conexões (cabos e/ou trilhas) e depende do computador central (*hardware/software*). Geralmente utilizada em situações em que os outros subsistemas não possuem processadores ou em sistemas distribuídos, caso os subsistemas tenham processadores.

Arquitetura em anel (distribuída) onde os processadores são conectados em círculo e a comunicação é efetuada utilizando-se um *token*. Essa arquitetura permite uma quantidade menor de conexões (cabos e/ou trilhas) e proporciona uma menor dependência na implementação de outros subsistemas, nesta arquitetura, porém, a comunicação pode falhar caso um subsistema seja desconectado da rede.

Arquitetura em barramento utiliza um barramento padrão, compartilhado por todos os subsistemas. Essa arquitetura possui poucas conexões (cabos e/ou barramentos), permitindo que um subsistema seja facilmente inserido ou removido do barramento. Exige o desenvolvimento de um protocolo de comunicação entre os subsistemas, necessitando que todos os subsistemas possuam uma unidade de processamento.

Visando os requisitos da missão, mais precisamente nos aspectos de confiabilidade, algumas arquiteturas de *hardware* do computador de bordo do satélite universitário ITASAT estão sendo analisadas, justificando-as por intermédio de cálculos de confiabilidade e técnicas, tais como: análise pelos métodos de falha e seus efeitos (FMEA), e análise pela árvore de falhas (FTA).

Análises preliminares demonstraram que um computador de bordo monoprocessado, ou seja, com apenas um processador, não atendem aos requisitos de confiabilidade da missão. Os dados desta análise foram obtidos através de estudos iniciais de cálculo de confiabilidade com a utilização da ferramenta *Relex®*, que possibilita a modelagem e análises rápidas de várias arquiteturas e a geração de estudos comparativos.

Os cálculos preliminares demonstram que técnicas de redundância, como sistema em espera (“*cold-standby*”) ou paralelo ativo (“*hot-standby*”) aumentam a confiabilidade do sistema. Logo, arquitetura final proposta deverá conter redundância nos principais componentes eletrônicos, o que aumenta a confiabilidade e elimina pontos de falha simples ou única (“*single-point failure*”), dentro do computador de bordo. Neste projeto prioriza-se a redundância com o sistema em espera, com o intuito de minimizar os possíveis efeitos da radiação nos componentes eletrônicos. Outras técnicas de tolerância a panes para o computador de bordo são apresentadas por (Xing et. al., 2008), (Takano, et. al., 1996) e (Wang e Sun, 2005), este último utiliza componentes COTS (*Components of-the-shelf*) para a construção do Computador de Bordo. No caso do ITASAT, todos os pontos críticos do sistema, como OBC, utilizarão componentes qualificados e resistentes à radiação. Um computador experimental será embarcado. Neste computador serão utilizados componentes COTS, com o intuito de se verificar o efeito da radiação nos componentes e determinar qual a sua confiabilidade em aplicações espaciais.

3. INTERFACES DE COMUNICAÇÃO

A comunicação entre os subsistemas será realizada através de uma rede com topologia do tipo estrela utilizando padrão EIA 422, com conexões ponto-a-ponto, apesar de o padrão permitir conexões multiponto, sugere-se a conexão ponto-a-ponto por questões de confiabilidade do sistema. Para atender aos rígidos requisitos decorrentes de um projeto espacial, uma técnica muito utilizada para tornar sistemas mais confiáveis, a redundância, será implementada na comunicação, isto permite replicar *drivers* e cabos, reduzindo a possibilidade de falhas de comunicação. Segue abaixo um corte do diagrama de blocos geral da arquitetura do projeto ITASAT, de maneira a facilitar a visualização do sistema de comunicação.

O par de cabos mostrado em cada ligação da Figura 5 representa a redundância dos cabos e *drivers*, abstraiu-se nesta representação o par de cabos diferencial do padrão EIA 422.

As vantagens na utilização da arquitetura em estrela são a centralização do processamento e a isolação de falhas, onde uma falha em uma interface não afetará as demais interfaces. É uma arquitetura altamente confiável quando a interface entre os sistemas são bem definidos (Larson e Wertz, 2005).

O padrão RS422 especifica a interface elétrica entre os sistemas, neste padrão os dados são transmitidos de forma serial, sendo necessário configurar a taxa de transmissão (“*baudrate*”) e se desejável, o tipo de codificação. No projeto do computador de bordo será implementado um protocolo de comunicação, para garantir o melhor gerenciamento dos diversos subsistemas e cargas úteis, minimizando e/ou eliminando os conflitos na comunicação.

Outro ponto crítico é o consumo de potência, pois existem sérias restrições no subsistema de suprimento de energia do satélite, implicando em limitações no consumo de potência para todos os subsistemas. Um estudo preliminar foi realizado para determinar o consumo de potência dos *drivers* para interface de comunicação. Considere o diagrama da Figura 6, onde foram dispostos dois processadores principais (ERC32), em redundância do tipo espera e dois supervisores (80C32) em redundância ativa. Supondo que se terá apenas um *link* ativo entre o processador principal e outro subsistema, tem-se 118 *Transceivers* em espera, devido à redundância física ou devido à redundância do processador. Para por em números o consumo de potencia, para um *driver* MAX489 a corrente ICC TYP é de 0,12mA em *standby*, que representa um consumo de 0,60mW (70,8mW para os 118 *drivers*). Em operação o *driver* apresenta consumo máximo de 135mW.

Uma segunda alternativa, estudada inicialmente, utilizava uma arquitetura em barramento, com interface de comunicação MIL-STD-1553. Na referência (Kim e Han, 2000) apresenta-se uma arquitetura do computador de Bordo baseado no padrão de comunicação MIL-STD-1553. Em uma arquitetura em barramento, reduz-se a quantidade de cabos e facilita-se a inserção ou retirada de um elemento no barramento. Esta arquitetura exige, entretanto, que todos os

elementos possuam um determinado grau de processamento para identificar corretamente os pacotes e evitar conflitos no barramento.

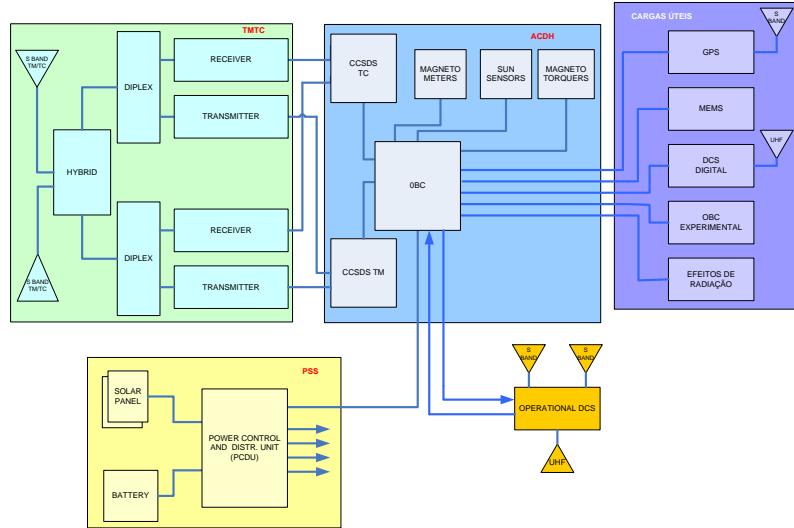


Figura 5. Diagrama em blocos do subsistema do segmento satélite.

Outro aspecto que impõe restrições a utilização de um barramento é a possível falha de um elemento levar a ocupação permanente do barramento. Embora o padrão MIL-STD-1553 apresente redundância de barramento (MIL-HDBK-1553, 1988), para eliminar o problema da ocupação ou falha em um canal de comunicação, o consumo de potência elevado deste padrão de comunicação inviabiliza sua utilização nesta missão. Para condições equivalentes à apresentada na Figura 6, o consumo utilizando o padrão MIL-STD-1553 seria em torno de 88% maior que o consumo utilizando o padrão EIA 422. Um último aspecto que inviabiliza a utilização do padrão MIL-STD-1553 é a dificuldade para compra de componentes.

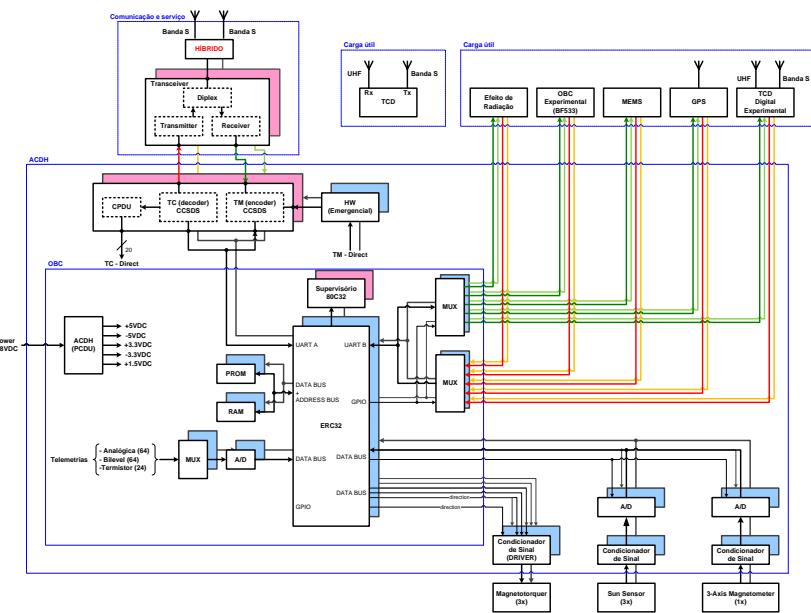


Figura 6. Diagrama em blocos para interface de comunicação padrão EIA 422 entre o Computador de Bordo e os experimentos. A necessidade de um ponto de troca de informações em casa subsistema é, atualmente, alvo de discussão.

4. PROTOCOLOS DE COMUNICAÇÃO ENTRE OS SUBSISTEMAS E/OU EXPERIMENTOS

O protocolo define as regras para o sistema de comunicação, controlando a conexão e a transferência de dados entre os subsistemas. Os protocolos são implementados por *hardware/software*. As principais funções do protocolo de comunicação são:

- Detectar a conexão física
- Realizar a confirmação de uma mensagem (“*Handshaking*”)
- Iniciar e finalizar uma mensagem
- Formatar uma mensagem
- Tratar as mensagens corrompidas
- Detectar perda de conexão
- Finalizar a sessão ou conexão

No ITASAT, o protocolo de comunicação será implementado está em fase de estudos, para determinar o formato adequado para a comunicação entre o satélite e os demais subsistemas e experimentos. Inicialmente o protocolo utilizado pelo INPE em outras missões será customizado as necessidades do ITASAT.

5. TELECOMANDOS E TELEMETRIAS – PROTOCOLO CCSDS

Com o avanço acelerado da tecnologia dos satélites, muitos satélites já ocupam o espaço em redor da Terra. Esses satélites precisam transmitir e receber dados de suas respectivas estações de controle. Para efetuar essa comunicação utiliza-se um *link* de radio freqüência. Com o objetivo de reduzir custos, tempo de desenvolvimento e falhas na missão foi fundado em 1982 o *Consultative Committee for Space Data Systems* (CCSDS). Varias agências fazem parte do CCSDS, por exemplo, CNES (França), ASI (Itália), NASA (Estados Unidos), JAXA (Japão), INPE (Brasil), entre outras.

A utilização de um padrão de comunicação comum entre as diversas agências espaciais permite que haja uma cooperação entre as agências. Essa cooperação possibilita que os dados sejam coletados por estações solo em diversos países e não somente enquanto o satélite está em território nacional, nos ângulos de visada das estações de coleta de dados e das estações de controle de Alcântara e Cuiabá.

O diagrama da Figura 7 apresenta o módulo CCSDS proposto para o ITASAT e suas conexões, simplificadas, com o computador de bordo. Dois módulos CCSDS redundantes estão previstos para garantir a continuidade da comunicação entre o satélite e a estação solo. Como já foi dito, os *transceivers* utilizados no projeto são herdados do extinto programa FBM. Os receptores ficam ligados em redundância ativa enquanto os transmissores são ligados no modo de redundância em espera. Nesta proposta serão utilizados dois dispositivos de lógica programável, FPGAs, ambos com as mesmas funcionalidades, onde cada um está ligado a um *transceiver*. A conexão entre os módulos de codificação e decodificação CCSDS e os computadores que formam o ACDH utiliza uma ligação do tipo *cross-strap*, que garante a redundâncias nas conexões entre os módulos CCSDS e o ACDH.

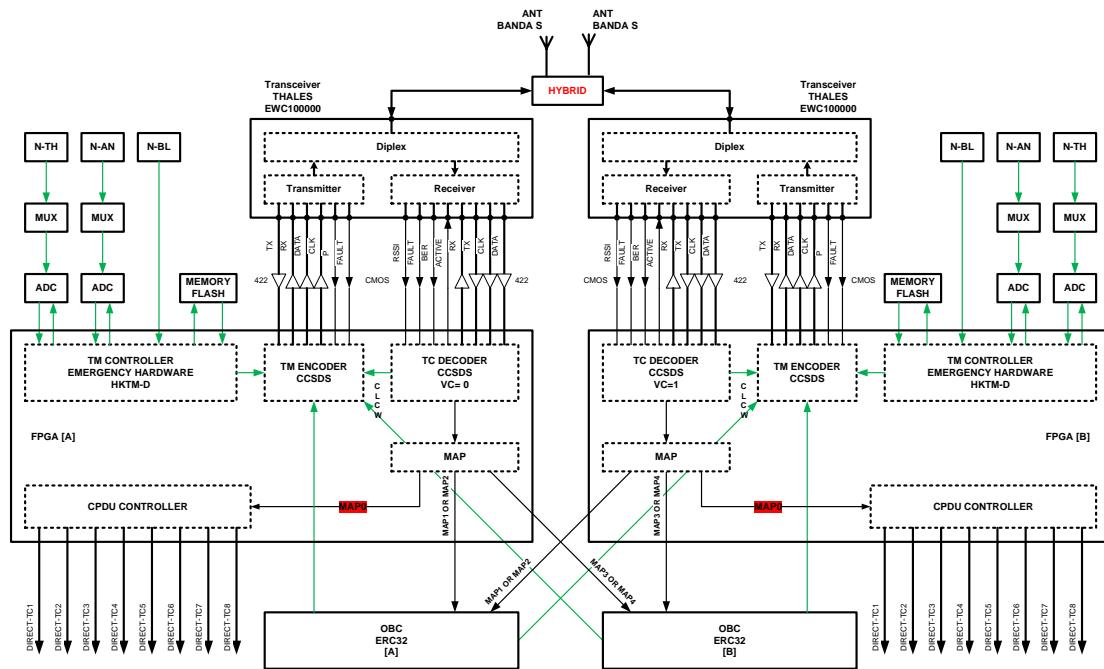


Figura 7. Diagrama em blocos do subsistema de Telecomando e Telemetria

Nesta configuração é possível que mesmo que ocorra uma falha em um módulo, o outro seja capaz de se comunicar com os dois computadores ou um computador possa se comunicar com os dois módulos.

Cada um dos FPGAs desta arquitetura será responsável pela codificação das telemetrias, decodificação dos telecomandos, envio das telemetrias de emergência (HKTMD – *Housekeeping Telemetry-Direct*) e distribuição dos telecomandos diretos (CPDU – *Command Pulse Distribution Unit*) (PSS-04, 1991). A identificação do tipo de comando, direto ou processado pelo computador de bordo é efetuada através de um campo de identificação no pacote de comando do padrão CCSDS, chamado de MAP (MAP – *Multiple Access Point*). O campo MAP quando 0 (zero) indica que o comando é um comando direto. O quadro recebido é entregue a CPDU que gera um trem de pulso, com largura definida pelos campos do quadro, em uma das saídas da FPGA para o acionamento ou desligamento de um determinado equipamento do satélite. Quando o valor no campo MAP é igual a 1 ou 2, o comando é encaminhado ao processador nominal, e se o campo MAP for igual a 3 ou 4, o comando é encaminhado ao processador redundante.

O módulo de telemetrias de emergência será acionado na ocasião da falha de todos os modos de redundância previstos ao computador de bordo. Este módulo tem o objetivo de enviar a estação solo alguns parâmetros essenciais do satélite, como cargas na bateria, temperatura do satélite, dados de alguns sensores, que permitam a estação solo o monitoramento do satélite garantindo que ele mantenha uma órbita segura até os procedimentos de recuperação ou outras decisões cabíveis na ocasião da análise dos dados. Nestes casos, a taxa de transmissão dos dados é geralmente inferior à taxa de transmissão nominal.

5.1. Requisitos de Telemetria

Um dos requisitos é a capacidade de enviar a telemetria independente da altitude e taxa. As principais funções são:

1. Prever as telemetrias essenciais em caso de falha;
2. Identificar as fontes de telemetrias;
3. Efetuar a telemetria no escuro (“*in-the-blind*”) sem *up-link*.

Todos os pacotes de telemetria devem possuir informações de temporização (“*time stamping*”). A Figura 8 apresenta um diagrama de blocos simplificado do processo de envio de telemetria pelo satélite e o recebimento da telemetria pela estação solo.

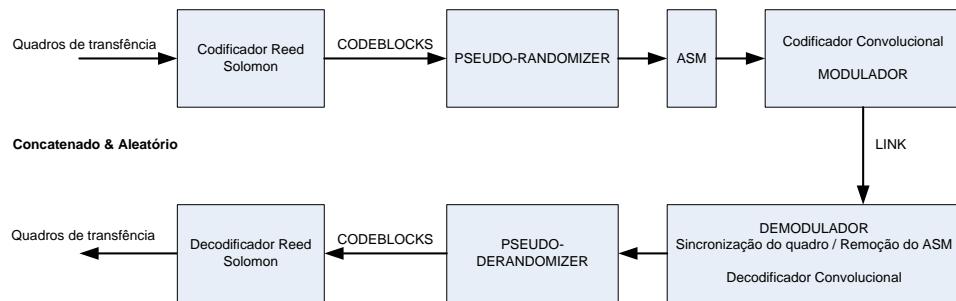


Figura 8. Diagrama em Blocos do processo de codificação da Telemetria

O ACDH armazenará será o princípio responsável pelo armazenamento de todos os pacotes de telemetria. Para o envio a estação solo, um determinado número de pacotes é encapsulado dentro de um quadro, que em seguida é codificado com um algoritmo *Reed-Solomon*. Os quadros codificados passam por um estágio pseudo-aleatório, para garantir um chaveamento entre as seqüências de dados a serem enviados e por fim o quadro codificado recebe uma marca para sincronismo ASM. O quadro é então codificado novamente por um codificador convolucional antes do envio pelo *link* de RF.

A estação solo, por sua vez, recebe a telemetria pelo link de RF, através da sincronização do quadro. Remove-se a marca de sincronismo e efetua o processo inverso para obter e processar a telemetria recebida.

5.2. Requisitos de Telecomando

Um requisito para telecomandos é sua capacidade de comandar independente da altitude, sempre garantindo a seqüência dos comandos pelo serviço de entrega de mensagem. O erro deve ser menor que $10^{-2} / N$, onde N é o número esperado de telecomandos a serem transmitidos durante a missão.

Outros requisitos são os comandos essenciais, objetivando sua distribuição e efeitos. É preciso também autenticar e/ou criptografar. É necessário prever também a capacidade de comandar no escuro (“*in-the-blind*”) sem *down-link* ou confirmação.

A Figura 9 ilustra em um diagrama de blocos o processo de recebimento de um comando pelo satélite. Os comandos são divididos pela camada de segmentação pela utilização do MAP, possibilitando assim a distribuição dos comandos para os diversos subsistemas e para a CPDU. Os comandos são divididos na camada de transporte

pela utilização de um canal virtual VC (“Virtual Channel”), possibilitando assim a utilização de um sistema com redundância ativa. A codificação utilizada é a BCH (“Bose-Chaudhuri-Hocquenghem”).

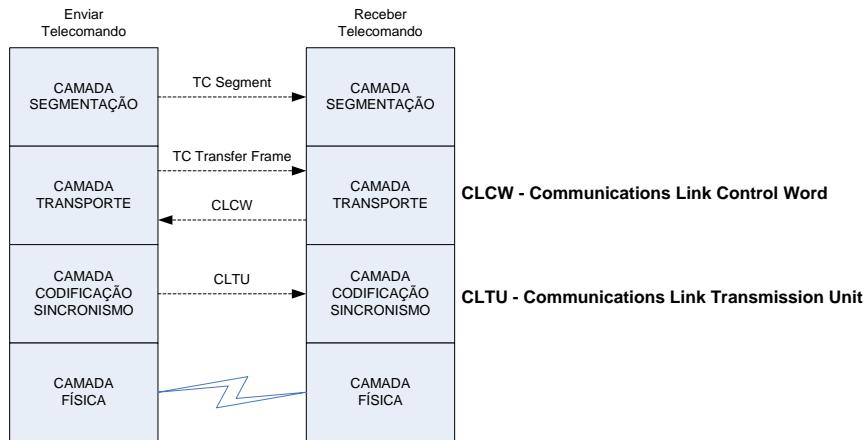


Figura 9. Diagrama em Blocos da decodificação do Telecomando

Durante o recebimento de um telecomando, alguns bits de status são analisados. Estes bits são utilizados para verificar se os telecomandos foram recebidos corretamente. Quando isto não ocorre, uma mensagem de erro de telecomando é enviada solicitando o re-envio do telecomando.

6. AGRADECIMENTOS

Agradecemos o apoio da Agencia Espacial Brasileira, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e ao ITA pela oportunidade e apoio financeiro para execução do projeto.

7. REFERÊNCIAS

- Ayyaz, M., et. al., 2008, “Systems Design of an Economical and General-Purpose On-Board Computer for Low-Earth-Orbit Micro-Satellites”, 2nd International Conference on Electrical Engineering, Paquistão.
- CCSDS-100.0-G-1, 1987, “Telemetry: Sumary of Concept and Rationale”, Frascati, Italy.
- CCSDS-200.0-G-6, 1987, “Telecommand: Sumary of Concept and Rationale”, Frascati, Italy.
- Dubourg, V., et. al, 2002, “An innovative on board Computer for CNES Microsatellites”, The 21st Digital Avionics Systems Conference, Vol. 2, P. 9B2-1 - 9B2-11
- ECSS-E-ST, 2008, ESA-ESTEC Standart, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands.
- ECSS-M-ST, 2008, ESA-ESTEC Standart, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands.
- ECSS-Q-ST, 2008, ESA-ESTEC Standart, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands.
- Grillmayer, G., et. al., 2003, “ILSE – First Laboratory Model of the Small Satellite Program at the University of Stuttgart”, 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany
- Grillmayer, G., et. al., 2004, “Technology Demonstration with the Micro-Satellite Flying Laptop”. International Astronaautical Federation, 55th International Astronautical Congress, v6.
- Kin, J., Han, J., 2000, “Development of a distributed OBDH system with MIL-STD-1553B and its application”, Aerospace Conference Proceedings, Vol. 5, P. 243 - 248
- Larson, W. J., Wertz, J. R., 2005, “Space Mission Analysis and Design”, Space Technology Library, Estados Unidos, 3a Edição.
- MIL-HDBK-1553A Notice 2, 1988, Military Handbook – DoD – Departament of Defense – USA, 1 November 1988
- PSS-04-00, 1991, “Space Data Communication”, Paris, France
- Takano, et. al., 1996, “In-Orbit experiment on the Fault-Tolerant Space Computer Aboard the Satellite Hitex”, IEEE Transaction on Reliability, Vol. 45, n. 4.
- Xing, et.al., 2008, “FPGA On-Board Computer design based on Hierarchical Fault tolerance”, 2nd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, P. 1-5.
- Wang, X., Sun, H., 2005, “Fault Tolerance Design on Onboard Computer Using COTS Components”, 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, P. 3, pp1224.

8. TERMO DE RESPONSABILIDADE

O conteúdo deste artigo é de responsabilidade exclusiva dos autores.