

EQUARS - Satélite Científico para Monitoramento da Atmosfera Equatorial

Primavera Botelho de Souza, Inaldo Soares de Albuquerque, Marco Antonio Chamon e Hisao Takahashi
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) – Brasil

Copyright 2005, SBGf - Sociedade Brasileira de Geofísica

This paper was prepared for presentation at the 9th International Congress of the Brazilian Geophysical Society held in Salvador, Brazil, 11-14 September 2005.

Contents of this paper were reviewed by the Technical Committee of the 9th International Congress of the Brazilian Geophysical Society. Ideas and concepts of the text are authors' responsibility and do not necessarily represent any position of the SBGf, its officers or members. Electronic reproduction or storage of any part of this paper for commercial purposes without the written consent of the Brazilian Geophysical Society is prohibited.

Abstract

The objective of the **EQUatorial Atmosphere Research Satellite (EQUARS)**, designed by, and presently under development, at INPE is the monitoring of the Earth's equatorial low, middle, upper atmosphere and ionosphere. This work presents the project, design and development of the EQUARS onboard platform systems. Various aspects of the onboard subsystems, such as mechanical structure, thermal control, power supply, onboard computer, attitude control, data communication, and their importance to the mission accomplishment will be discussed.

Resumo

O satélite científico EQUARS (*EQUatorial Atmosphere Research Satellite*), projetado e atualmente em desenvolvimento no INPE, tem como objetivo o monitoramento global na alta, média e baixa atmosfera na região equatorial. Este trabalho apresenta o projeto, desenvolvimento e construção dos sistemas de suporte embarcados no EQUARS. Serão discutidos diversos aspectos dos subsistemas de estrutura mecânica, controle térmico, suprimento de energia, computador de bordo, controle de atitude e comunicação de dados, bem como a importância de cada um para o sucesso da missão.

1. Introdução

A missão do satélite científico EQUARS foi definida pelo comitê científico do projeto da Coordenação Geral de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e visa compreender o acoplamento atmosférico entre os processos dinâmicos, elétricos, fotoquímicos e ionosféricos, aplicando os dados obtidos em estudos de clima espacial, atmosférico e estudos climáticos. O monitoramento da atmosfera equatorial será realizado através de 8 (oito) experimentos científicos embarcados:

- IGOR -Receptor GPS;
- GWIM -Imageador de ondas de gravidade;
- MLTM -Imageador de Temperatura;
- ALIS -Imageador de luminescência atmosférica;
- IONEX -Sensor de plasma (LP, HFC e ETP);
- ELISA -Analisador eletrostático;
- CERTO -Transmissor Beacon;
- APEX -Detector de Partículas.

Esses experimentos operam de forma complementar, em uma operação conjunta, adquirindo em tempo real, dados referentes a vapor de água e convecção de nuvens na troposfera, perfil de temperatura na estratosfera, propagação de ondas e temperatura na mesosfera, geração e propagação de bolhas de plasma e conteúdo total dos elétrons (TEC) na ionosfera (Takahashi et al., 2001). Este trabalho destaca o projeto do satélite em termos das características, configuração dos sistemas de suporte ou módulos de serviços do satélite. O desenvolvimento deste projeto deve possibilitar que estes experimentos científicos embarcados atendam os requisitos desta missão.

A Seção 2 apresenta os requisitos de operação da missão EQUARS, indicando os principais sistemas de suporte do satélite. A Seção 3 contém uma descrição do projeto dos sistemas de estrutura mecânica e controle térmico do satélite. O projeto do sistema de suprimento de energia é descrito na Seção 4. Em seguida, na Seção 5 é descrito o projeto envolvendo os sistemas do computador de bordo, controle de atitude e comunicação de dados de telemetria e telecomando. A seção 6 apresenta as considerações finais deste trabalho.

2. Requisitos da missão EQUARS

A missão tem o tempo de vida estimado para aproximadamente dois anos. Os parâmetros orbitais são inclinação da órbita de 20°, altitude de 750 km, orientação geocêntrica com precisão de 1°, controle de atitude ativo com 3 eixos.

A transferência dos dados entre o satélite e o solo será feita através das Estações do INPE e, possivelmente, em mais uma estação fora do Brasil para o uso de dados em tempo real. A Figura 2.1 ilustra a configuração do segmento solo para a missão EQUARS, representando a comunicação e distribuição de dados.

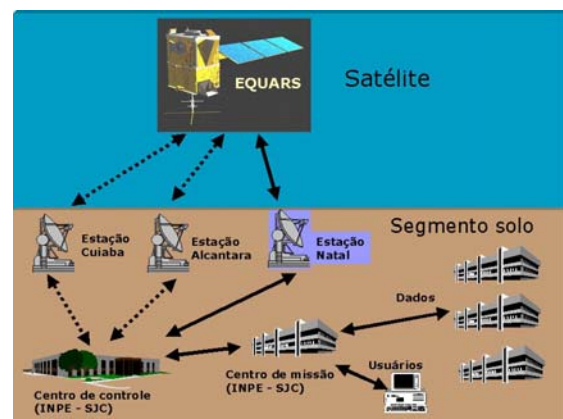


Figura 2.1: Comunicação entre o satélite EQUARS (segmento espacial) e o segmento solo.

Estão previstas de 9 a 14 passagens do satélite sobre uma dada estação por dia, sendo cada período de visibilidade (visada) em torno de 10 minutos com um

volume máximo de 2050 Mbits de dados transferidos por dia para o solo.

O satélite ou segmento espacial contém, além dos experimentos científicos, os seguintes sistemas de suporte embarcados (ver Figura 2.2):

- Estrutura mecânica para acondicionar os sistemas de suporte e os experimentos;
- Controle térmico para manter o equilíbrio térmico do satélite;
- Suprimento de energia para gerar, armazenar, distribuir e controlar a energia do satélite;
- Computador de bordo para receber e distribuir comandos para todos os equipamentos, incluindo os experimentos, bem como adquirir, processar e armazenar dados oriundos dos experimentos e demais equipamentos;
- Controle de atitude para controlar o apontamento, determinar a atitude e órbita;
- Comunicação para receber telecomandos e transmitir dados de telemetria para o segmento solo.

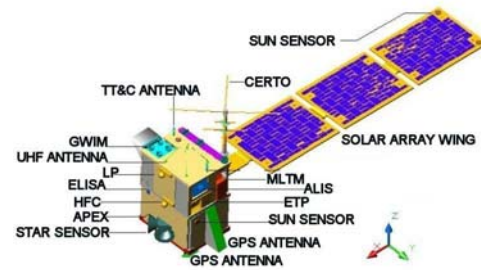


Figura 3.1: Configuração do satélite EQUARS.

A massa total é composta de uma estrutura mecânica com 37 kg e os módulos: controle térmico (2kg), suprimento de energia (23kg), Telemetria & Telecomando - TM/TC (6kg), computador de bordo e controle de atitude (14kg) e experimentos (53kg), totalizando 135kg com uma margem de 5kg. A Figura 3.2 apresenta a distribuição de massa das partes que compõem o satélite.

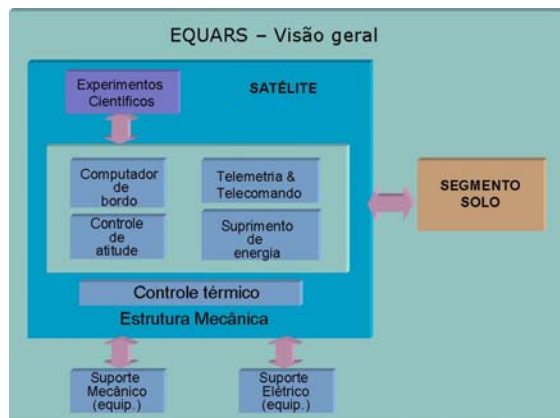


Figura 2.2: Representação dos sistemas embarcados no satélite EQUARS.

Os subsistemas que integram o satélite e os sistemas que compõem o segmento solo devem satisfazer como um todo os requisitos da missão EQUARS. Para garantir o produto final, uma seqüência de ações baseadas no conceito de garantia de qualidade do produto, conforme padrão da Agencia Espacial Européia (ESA) é aplicada a todos os níveis do sistema, até o nível de componentes, incluindo hardware e software. Estas ações também são aplicadas ao projeto, desenvolvimento, confecção, montagem, integração, testes e durante a campanha de lançamento (ESA, November-1988). No que concerne a qualidade, o satélite foi projetado para garantir o sucesso da missão com a melhor adequação de custo.

3. Estrutura mecânica e controle térmico

O satélite tem uma massa total de 140kg, distribuída em um envelope dimensional de 600 x 700 x 800 mm compatível com a classe de lançadores voltadas para micro satélites: VLS (Brasil) e PEGASUS (EUA). Na estrutura do satélite estão fixados os módulos de serviços e os experimentos (Figura 3.1).

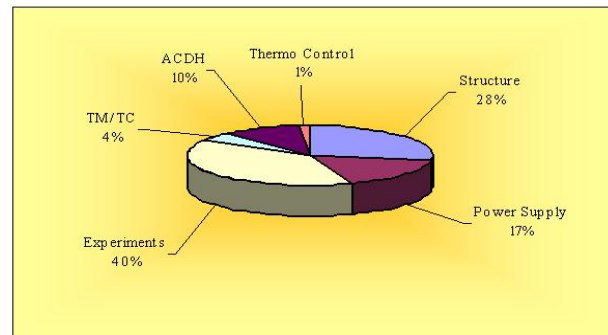


Figura 3.2: Percentual de distribuição da massa.

Os experimentos estão dispostos conforme as características de: funcionalidade, dimensão, massa e consumo. Segue ainda orientação do sistema de controle térmico, que tem por objetivo prover o ambiente térmico, isto é, temperatura, gradiente e estabilidade necessários para garantir o bom desempenho de todos os sistemas do satélite durante as fases da missão, considerando as características de cada instrumento (EQUARS SRR meeting, 2004). Alguns experimentos operam próximos do limite inferior de temperatura (ver Tabela 3.1) e, portanto, para garantir margens adequadas ao funcionamento, a utilização de aquecedores poderá ser necessária. Sendo assim, o sistema de controle térmico prioriza as técnicas de controle passivo, utilizando o menor número de aquecedores (dispositivos ativos), visando a otimização do consumo de energia (Louro et al., 2004).

Tabela 3.1: Limites de temperatura (experimentos).

Experimento	Temperatura Mínima (°C)	Temperatura Máxima (°C)
IGOR	0	40
GWIM	-20	40
MLTM	10	30
ALIS	0	30
IONEX	0	40
ELISA	-25	95
CERTO	-25	70
APEX	10	50

4. Suprimento de energia

O subsistema de suprimento de energia fornecerá a energia necessária para garantir o funcionamento de todos os equipamentos do satélite. A energia gerada no painel solar (ver Figura 4.1) carrega o sistema de baterias, que distribui uma tensão não regulada de 23V a 35V. As baterias são dimensionadas para garantir uma margem mínima de 20% sobre o número de ciclos de carga e descarga prevista para o tempo de vida da missão (Louro et al., 2004).

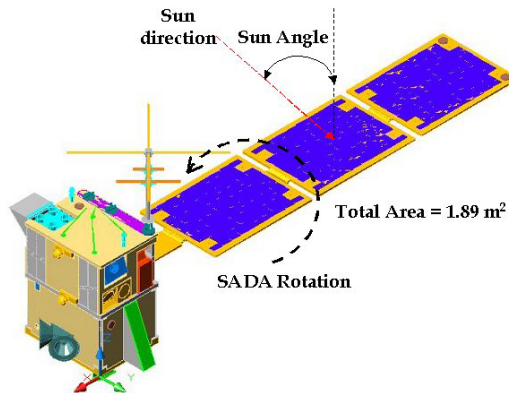


Figura 4.1: Geometria do Painel Solar

Dados de telemetria indicando as condições de funcionamento das baterias serão fornecidos e transmitidos para o segmento solo. O sistema possui um mecanismo de proteção contra picos de corrente, e tolerância à falha, bem como a capacidade de desconsiderar as células que apresentarem falha ou anormalidade no desempenho. A Tabela 4.1 indica o consumo dos diferentes subsistemas do satélite.

Tabela 4.1: Estimativa de consumo total do satélite

POWER BUDGET (Eclipse, TX and all P/L On)				
SUBSYSTEM	Power Consumption (W)	VAR (W)	DIS (W)	TOTAL POWER (W)
Power Supply	9	1,1	0	10,1
Structure	0	0	0	0
Thermal Control	12	2,4	0	14,4
ACDH	37,28	7,456	0	44,736
Service Telecommunications	15,9	3,18	0	19,08
Harness and AIT parts	1,4836	0,28272	0	1,76632
TOTAL PLATFORM	75,6636	14,41872	0	90,08232
TOTAL PAYLOAD	105,2	0	0	105,2
Payload heater	0	0	0	0
TOTAL SATELLITE	180,8636	14,41872	0	195,28232

5. Computador de bordo, controle de atitude e comunicação de dados

O subsistema do computador de bordo (OBC) tem como propósito receber e distribuir telecomandos vindos da estação de solo, enviar para estação de solo dados de telemetria adquiridos dos demais sistemas embarcados, bem como auxiliar nos cálculos necessários para controle de atitude do satélite.

Os telecomandos vindos da estação de solo obedecem a uma fila de prioridade para serem executados, atuando em cada um dos sistemas de forma imediata ou temporizada conforme critérios de urgência estabelecidos. Os dados adquiridos dos sistemas de bordo são divididos em dois tipos de telemetria: de tempo

real, a ser constantemente transmitida e telemetria armazenada a ser transmitida para estação de solo somente durante o período de visada. Além destas funções, o OBC deve auxiliar no processamento do cálculo de atitude para o sistema de controle de atitude (AOCS) do satélite (ver Figura 4.2).

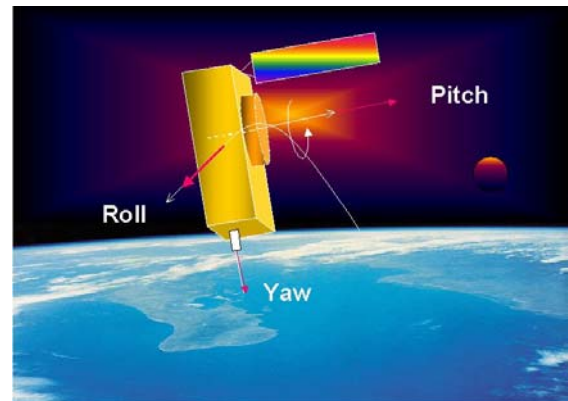


Figura 4.2: Controle de atitude baseado em 3 eixos

O OBC deve ainda prover o controle sobre os diversos subsistemas existentes realizando as tarefas de ajuste de data/hora, reconfiguração do modo de operação dos sistemas, reinicialização e carregamento de parâmetros. Além disso, deve ainda monitorar e atuar no seu próprio estado de funcionamento através de relato de eventos e tratamento de exceções (Souza, 2002).

A estação de solo envia telecomandos previamente definidos para o OBC para serem executados de forma imediata ou temporizada, recebendo do mesmo, dados de telemetria armazenada e de tempo real provenientes dos demais sistemas embarcados. Ao serem recebidos pelo computador de bordo, os *frames* de telecomandos são analisados e distribuídos conforme o formato para atuar nos subsistemas e experimentos, obedecendo a prioridades de execução (ESA, April-1992). Os telecomandos são enviados somente durante o período de visada.

Cada *frame* de telemetria é previamente definido e armazenado em blocos para serem classificados, formatados e, posteriormente, transmitidos para a estação de solo como telemetria de tempo real e armazenada (ESA, January-1988). Periodicamente são realizadas tarefas de monitoramento, tais como: ajuste da data, coleta e registros de dados sobre o funcionamento dos sistemas embarcados e a ocorrência de eventos. Caso os dados sobre funcionamento de qualquer um dos sistemas embarcados indiquem problemas, testes de diagnóstico, tratamento de exceções e até uma reconfiguração do sistema serão realizados (ESA, January-2003). O OBC deve ainda receber telemetria do subsistema de controle de atitude (AOCS) contendo dados relacionados à atitude do satélite, tais como: efemérides e mudança de órbita (2nd EQUARS Workshop, 2003).

O projeto do computador de bordo deve considerar uma margem de 100%, em relação à capacidade necessária para o processamento de todas as funções. Um número suficiente de canais de telemetrias (analógicas/digitais) deve ser definido de forma a garantir o monitoramento

contínuo do estado do satélite. Também um número de canais para envio de telecomando (digitais/seriais) deve ser previsto para a interface com todos os equipamentos embarcados.

A comunicação entre o OBC e os demais equipamentos segue o padrão da interface RS-422, enquanto a comunicação do OBC com o segmento solo é realizada através do sistema de comunicação de telemetria e telecomando (TMTC), conforme ilustrado na Figura 4.3.

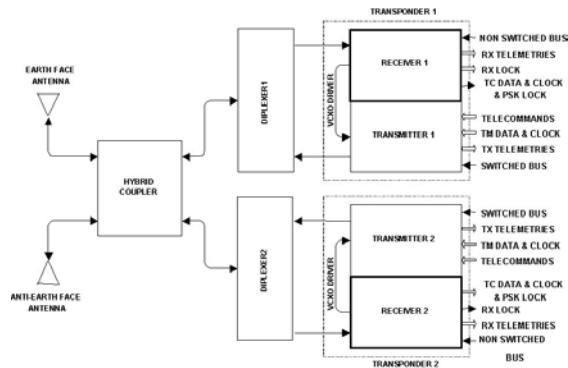


Figura 4.3: Diagrama de bloco do sistema TMTC

A recepção de telecomando e envio de telemetria são feitos na banda S (faixa de 2200 a 2900MHz), com modulação digital. A taxa de dados de telecomando é 4kbps e a de telemetria é 600kbps. Os dados dos experimentos são transmitidos por meio de uma antena helicoidal alimentada com 5W de potência de RF (EQUARS SRR meeting, 2004).

6. Considerações finais

O projeto encontra-se na fase B, em que serão detalhadas as especificações de cada subsistema, visando o desenvolvimento ou aquisição dos mesmos. O custo estimado do satélite é de R\$12.000.000,00 (excluído o custo do lançador e infra-estrutura de solo). O lançamento está previsto para o final de 2007.

7. Referências

1. Takahashi, H.; Abdu, M. A. ; Clemesha, B. R. ; Batista, I. S. ; Gonzalez, W. D. ; Carvalho, H. . **Brazilian new scientific satellite project: EQUARS**. In: VI Conferencia Latino-americana de Geofísica Espacial, COLAGE, 2001, Tomé. Proceeding COLAGE, 2001.
2. **2nd EQUARS Workshop**. INPE, Julho-2003, (Ref.: <http://www.laser.inpe.br/equars>).
3. ESA, **Product Assurance Requirements for ESA Space Systems and Associate Equipments**. Paris: European Space Agency, (ESA PSS-01- 21, Issue 2, Draft 8), November- 1988.
4. **EQUARS SRR meeting**. INPE, setembro-2004, (Ref.: <http://www.laser.inpe.br/equars>).
5. Louro, A. C.; Carvalho, H. C.; Varotto, S.; Abrahão, W.; **Equars Satellite Specification**. INPE, 2004.
6. Souza, P. B., **Melhoria do Software Embarcado em Satélites do Inpe: proposta para um passo a**

mais, Dissertação (Mestrado em Computação Aplicada). INPE, 2002.

7. ESA, **Software Engineering Standards. Packet Telecommand Standard** (ESA PSS-04-107, Issue 2), April-1992.
8. ESA, **Software Engineering Standards. Packet Telemetry Standard** (ESA PSS-04-106, Issue 1), January-1988.
9. ESA, Standardization Catalogue of Documents. **Telemetry and Telecommand Packet Utilization** (ECSS-E-70-41A), January-2003.