

# Segmento Espacial do Satélite de Aplicações Científicas EQUARS (Equatorial Atmosphere Research Satellite)

Pedro I. Hübscher

ETE – Engenharia e Tecnologia Espacial

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

São José dos Campos - SP

Email: pedro.hubscher@yahoo.com.br

**Resumo** — Este artigo apresenta os resultados preliminares para o projeto do segmento espacial da missão EQUARS (Equatorial Atmosphere Research Satellite) do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais), definidos no documento de revisão de definição da missão (MDR – sigla em inglês), segundo padrões da agência espacial européia - ESA. As cinco cargas úteis do satélite irão coletar dados para estudos e pesquisas sobre o clima espacial na região equatorial. São apresentados detalhes da órbita, do computador de bordo, das cargas úteis e do subsistema de suprimento de energia.

**Palavras-chave** — satélite, suprimento de energia, órbita, clima espacial.

## I. INTRODUÇÃO

Neste trabalho são apresentados os primeiros resultados sobre o projeto do satélite EQUARS (*Equatorial Atmosphere Research Satellite*) do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais). A órbita para o satélite será considerada equatorial e LEO (*Low Earth Orbit*), com inclinação de 15 graus, para atender os requisitos das cargas úteis.

A missão científica, com coleta e análise dos dados fornecidos pelas cargas úteis, será pesquisar e compreender melhor o acoplamento atmosférico entre os processos dinâmicos, elétricos, fotoquímicos e ionosféricos na região equatorial. Os resultados obtidos serão importantes em estudos de clima espacial, atmosférico e meteorológicos.

Nos itens que seguem serão descritos detalhes da órbita, do computador de bordo, das cargas úteis e do subsistema de suprimento de potência. O barramento elétrico será considerado não regulado, com transferência de energia do painel solar para os subsistemas por DET (*Direct Energy Transfer*) [1].

## II. CARACTERÍSTICAS GERAIS

A concepção de linha de base para a missão EQUARS consiste em uma plataforma dedicada que acomode todas as cargas úteis previstas para atender a missão, construídas a partir da aquisição de equipamentos e componentes

comerciais. A órbita alvo selecionada é equatorial, com inclinação de 15°, assumindo-se que haverá um lançamento dedicado para a missão. A arquitetura foi projetada para haver redundância de equipamentos em nível de subsistema, com exceção do computador de bordo. Consequentemente, a configuração de sistema têm os seguintes parâmetros gerais:

- órbita: altitude nominal 635 km, inclinação 15°, em LEO (*Low Earth Orbit*);
- consumo médio nominal total; 180.12 W;
- capacidade de geração do painel solar móvel no fim da vida útil: 336.45 W;
- área do SAG (*Solar Array Generator*) = 1.8 m<sup>2</sup>;
- massa do Satélite = 122 kg.

Assumindo-se que o lançamento do satélite possa ocorrer como carona, então a sua órbita mais provável seria polar. Além disso, como alternativa de concepção, uma plataforma sem redundância de equipamentos em nível de sistema poderia ser considerada.

Com essas considerações, uma plataforma dedicada para a missão EQUARS teria uma massa aproximada de 112 kg, ou seja, uma redução de aproximada 10 kg em relação a concepção de linha de base. Já o consumo médio nominal do satélite ficaria em 113 W, com uma redução de aproximadamente 67 W em relação a concepção de linha de base. Esta opção não será apresentada neste artigo.

## III. PARÂMETROS DA ÓRBITA

Considerando a opção de órbita equatorial, avaliou-se qual seria a menor altitude possível para que, no pior caso, o satélite ainda permanecesse acima do limite inferior de 600 km, que é definido pelos experimentos (cargas úteis). Com isso, observou-se que a altitude nominal deverá ser em torno de 635 km. Nesse caso, devido aos erros de injeção do lançador, o satélite poderá ser posicionado em até 625 km. A Fig. 1 ilustra essa situação de pior caso para o decaimento orbital durante a vida útil do satélite (2 anos), onde pode-se verificar que no final da vida útil a altitude média ainda estará acima do limite.

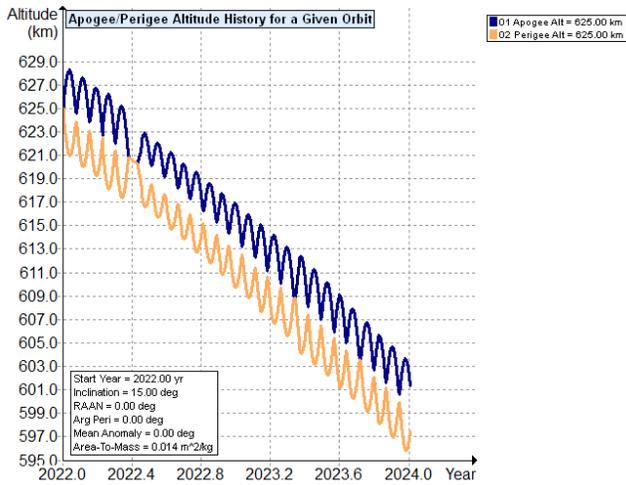


Fig. 1: Decaimento orbital durante a vida útil (pior caso). Análise feita no software da NASA DAS v2.0 [2], considerando-se a área na direção do vetor velocidade de  $1.72 \text{ m}^2$ , massa total de  $122.33 \text{ kg}$  e início da simulação em 2022 (pior caso, pois é previsto um máximo solar).

Os parâmetros orbitais escolhidos são um apogeu e perigeu de  $635 \text{ km}$ , excentricidade zero e inclinação de  $15$  graus. A Fig. 2 mostra a geometria da órbita.

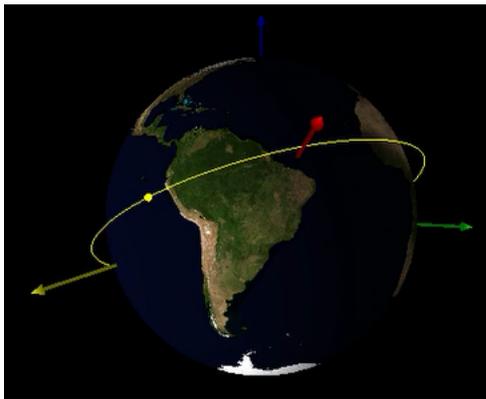
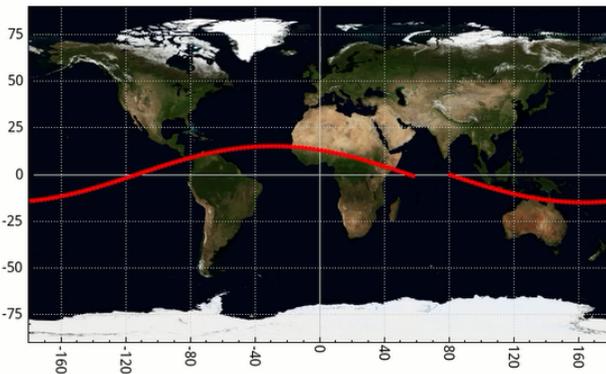


Fig. 2: Visualização gráfica da órbita equatorial selecionada para o satélite EQUARS. Na parte de baixo, os vetores em vermelho, verde e azul são, respectivamente, os eixos X, Y e Z do sistema inercial e o vetor amarelo é o vetor Sol.

Como alternativa, para o caso de um lançamento de carona em órbita polar heliossíncrona, projetou-se uma órbita com essa característica que possuísse uma altitude próxima dos  $600 \text{ km}$  (requisito dos instrumentos), mas não será apresentada aqui.

Para a análise de *deorbiting*, deve-se considerar a área média do satélite, que foi estimada em  $1.307 \text{ m}^2$ . Note que esse é um limite inferior obtido pela média aritmética da projeção em cada plano, que irá fornecer uma análise de pior caso. Em uma análise preliminar e simplificada, com essas considerações, obteve-se a curva do decaimento do satélite através do software da NASA DAS v2.0 [2], mostrada na Fig. 3. Observa-se que, no pior caso, o satélite reentrará em 27 anos após o fim da vida útil da missão, o que é dois anos a mais do que o recomendado nas normas internacionais (estes 2 anos a mais deverão ser equacionados em etapas posteriores do projeto).

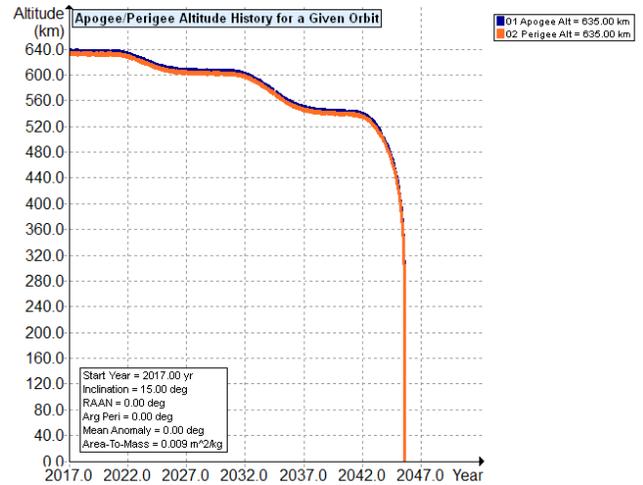


Fig. 3: Análise de reentrada (pior caso) do satélite após sua vida útil.

#### IV. CARGAS ÚTEIS

A justificativa e necessidades da missão EQUARS são determinadas pelos usuários (*stakeholders*), cujos requisitos deverão ser atendidos pelas cargas úteis do satélite. Um total de cinco cargas úteis estarão a bordo do satélite, que irão coletar e fornecer dados para o monitoramento global na região equatorial, enfatizando processos dinâmicos, fotoquímicos e mecanismos de transporte de energia entre a baixa, média e alta atmosfera e ionosfera. Estes dados serão bastante relevantes para o estudo e pesquisa do clima espacial.

As cargas úteis são a seguir listadas. Maiores informações podem ser obtidas em [3].

- APEX (medidor de prótons e partículas alfa): fornece dados para estudar principalmente os raios cósmicos e mede quantidade e densidade de prótons e das partículas alfa (íons de carga 2+ com dois nêutrons e dois prótons) que estão na ionosfera. Todas essas informações servirão de subsídio para várias áreas e grande parte delas será compilada pelo grupo de Estudo e Monitoramento Brasileiro do Clima Espacial (Embrace) do INPE.
- ELISA (analisador eletrostático): destina-se a medir o espectro de energia dos elétrons. O foco é o estudo da anomalia magnética da América do Sul, onde a penetração das partículas é mais profunda na atmosfera. Por essa razão, nessa região há uma quantidade muito maior de partículas provenientes do sol, dos meios interplanetário e interestelar, que avançam em direção à superfície terrestre.
- GLOW (fotômetro Airglow): fornece dados para estudar a dinâmica da alta atmosfera e ionosfera. É um instrumento para medir os processos fotoquímicos. Durante o dia, a alta atmosfera é bombardeada por fótons (raios solares). Isso provoca excitação dos átomos e das moléculas, o que os deixa ionizados. No período noturno, toda essa energia recebida é devolvida em forma de luz.
- GROM (receptor GPS): no espaço há vários satélites do sistema GPS. Quando o transmissor do Grom capta o sinal deles, recebe diversas informações de medidas do perfil atmosférico, como pressão, temperatura, quantidade de vapor de água e outros. São dados importantes que são utilizados também para a meteorologia.
- IONEX (sondas ionosféricas): destinado para medição do plasma ionosférico, como o número de partículas e a distribuição de sua temperatura e também medir todo sinal de rádio que cruza a atmosfera terrestre, que vai para um satélite de telecomunicação ou um satélite GPS. Quando ocorre uma tempestade solar, as condições ionosféricas mudam e isso interfere nos GPSs.

## V. TRATAMENTO DOS DADOS DE BORDO

Para a arquitetura do computador de bordo foram considerados dispositivos tradicionais no mercado.

O computador de bordo (OBC – *On-Board Computer*) será único (um processador), englobando as funções de supervisão de bordo do satélite (OBDH – *On-Board Data Handling*) e controle de atitude e órbita do satélite (AOCS – *Attitude and Orbit Control Subsystem*).

A arquitetura também precisa ser modular, para permitir a inserção de novas interfaces ou expansão das interfaces já existentes.

Entre outras funções complexas esperadas para o OBC, está a de receber e analisar os telecomandos de solo usando o protocolo CCSDS (*Consultative Committee for Space Data Systems*), formatar e enviar as telemetrias para os sistemas de solo.

Como base de partida, o equipamento deve contemplar: taxa de comunicação entre solo e bordo de até 650 kb/s para telemetria e de 4 kb/s para telecomando, interface MIL-STD-1553B, 20 interfaces de comunicação serial padrão RS422 (interface com os sensores e atuadores de controle de atitude), 32 canais de comandos digitais (On/Off) diretos, 32 canais de comandos digitais (On/Off) roteados, 32 canais de aquisição digital, 135 canais de aquisição analógicos (tensão e temperatura).

O OBC deve ter algumas interfaces especiais: controle do magnetotorquer, que requer potência e inversão de polaridade; condicionamento de sinais, para aquisição de dados do magnetômetro e células solares.

O microprocessador deve ter no mínimo 2 MIPS, 32 bits, com unidade de ponto flutuante (FPU), incluir EDAC (*Error Detection and Correction*), dispositivo “cão-de-guarda” e interfaces de comunicação (RS232 mais comum) para testes.

Entre as opções de mercado consideradas, foi selecionado um modelo de computador de bordo de pequeno porte, de 2 MIPS, de baixo custo, utilizado em satélites LEO (*Low Earth Orbit*), que contém as interfaces usuais de telemetria e telecomando, comandos para controle de válvulas do propulsor, entre outros; para comunicação interna, dispõe de canais 1553 e RS 422 (UART).

## VI. SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA

O dimensionamento do subsistema de suprimento de energia leva em consideração o consumo das cargas dos equipamentos conforme mostrado na Tabela I. Assume-se que todas as cargas estão 100% do tempo ligadas, exceto o transmissor do *transponder*, cujo ciclo de trabalho máximo estimado é em torno de 20%.

Para esta análise e efeitos de potência, considerou-se as cargas úteis em potência nominal em 100% do tempo. Neste cenário, o consumo médio total do satélite é em torno de 181 W, sendo 124 W consumidos pela plataforma (69%) e 57 W pelas cargas úteis (31%), consideradas já as margens de 5%, 10% e 20%.

As margens são acrescentadas conforme os critérios de sistema definidos abaixo:

- Margem de 20%: equipamento em desenvolvimento;
- margem de 10%: equipamento desenvolvido e testado;

- margem de 5% : equipamento já padronizado e com dados do fabricante.

Pode-se observar na Tabela I, que das cargas úteis, apenas o GROM é considerado com margem de 5%, pois já é um equipamento consolidado.

TABELA I. CONSUMO DE POTÊNCIA

Subsistema	Equipamento	Cons./Unid. (W)	Qtde. Uso	Dutty Cycle (%)	Cons. Total (W)	Margem (%)	Cons. equipos / margem (%)	Cons. médio equipamentos (W)	Cons. médio SS (W)	Cons. médio SS (%)	
Potência	PCDU	9,70	1	100	9,70	5	10,19	10,19	14,39	8%	
	Bateria	0,00	1	100	0,00	5	0,00	0,00			
	SADA	4,00	1	100	4,00	5	4,20	4,20			
	Painel Solar	0,00	1	100	0,00	10	0,00	0,00			
OBDH	Computador	30,00	1	100	30,00	5	31,50	31,50	31,50	17%	
Controle	Rodas de Reação	8,75	4	100	35,00	5	36,75	36,75	47,02	26%	
	Magnetotorques	0,50	3	100	1,50	5	1,58	1,58			
	Sensor de estrelas	1,50	1	100	1,50	5	1,58	1,58			
	Sensor solar	0,01	8	100	0,08	5	0,08	0,08			
	Magnetômetro	0,85	2	100	1,70	5	1,79	1,79			
	Giroscópio	5,00	1	100	5,00	5	5,25	5,25			
Comunicações	Transponder banda S	20,00	1	20	20,00	5	21,00	4,20	14,70	8%	
	Transmissor STBY	5,00	2	100	10,00	5	10,50	10,50			
	Antena Banda S	0,00	2	100	0,00	5	0,00	0,00			
Controle térmico	Heaters	15,00	1	100	15,00	10	16,50	16,50	16,50	9%	
Estrutura	Estrutura	0,00	1	100	0,00	10	0,00	0,00	0,00	0%	
Cargas Úteis	GROM	23,00	1	100	23,00	5	24,15	24,15	56,02	31%	
	GLOW	9,50	1	100	9,50	20	11,40	11,40			
	IONEX	7,46	1	100	7,46	20	8,95	8,95			
	ELISA	6,40	1	100	6,40	20	7,68	7,68			
	APEX	3,20	1	100	3,20	20	3,84	3,84			
<b>TOTAL SATÉLITE</b>									<b>180,13</b>	<b>180,13</b>	<b>100%</b>

O sensor de estrelas e o transponder foram considerado com redundância à fria.

Por simplicidade e maior confiabilidade, a configuração adotada para o subsistema foi a de barramento não regulado [1] e DET (*Direct Transfer Energy*), com tensão de variação geralmente entre 15 V e 35 V, conforme ilustrado na Fig. 4. As cargas úteis e alguns subsistemas deverão ter um conversor CC/CC local, para absorver a variação de tensão do painel. A área útil total do painel solar é estimada em 1.8 m<sup>2</sup>, considerando-se o uso de células solares de tripla junção com rendimento aproximado de 27.5% e o pior caso de ângulo de incidência de sol sobre o plano orbital estimado em 38 graus (órbita equatorial de 15 graus de inclinação). Para esta arquitetura, assume-se o uso de bateria com células de íons de Lítio.

A Fig. 5 (a,b,c,d) apresenta o resultado do perfil de geração de potência, consumo do satélite, carga e descarga da bateria, onde a profundidade de descarga máxima da bateria foi computada em 55%. O tempo total no eixo das abscissas é de 4 horas. Uma órbita completa leva em torno de 1.6 h. O eixo das ordenadas mostra a potência em Watts.

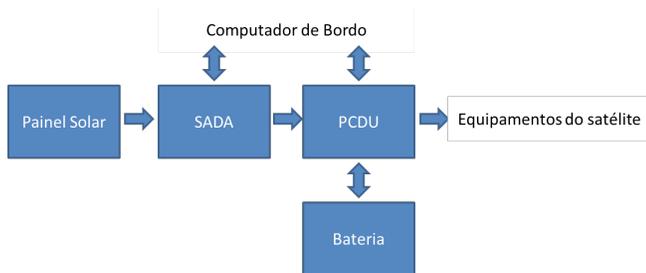
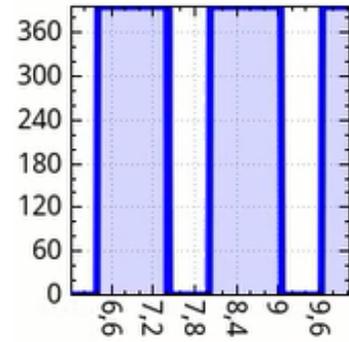
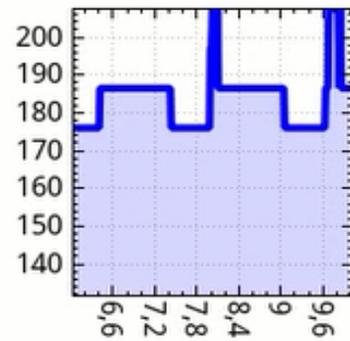


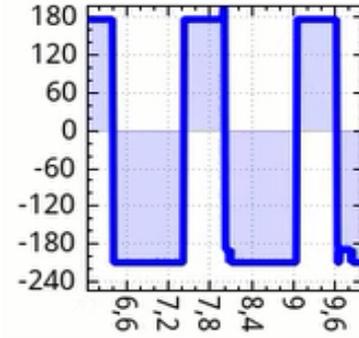
Fig. 4: Ilustração simplificada dos elementos do subsistema de energia com barramento não regulado (SADA - Solar Array Drive Assembly, PCDU - Power Control and Distribution Unit).



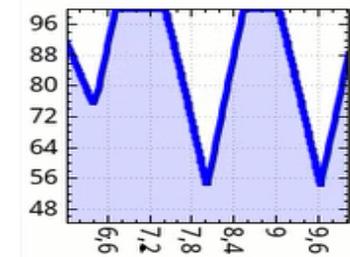
(a) Potência gerada pelo painel solar (W x h).



(b) Potência consumida pelo satélite (W x h).



(c) Potência de descarga da bateria (W x h).



(d) Carga da bateria (W x h).

Fig. 5: Resultados de simulação do balanço de potência do satélite.

## REFERÊNCIAS

- [1] M. R. Patel, *Spacecraft Power Systems*, CRC Press, 1<sup>st</sup> edition, Florida, USA, 2005.
- [2] NASA DAS (Debris Assessment Software), V.2.0, ([www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigation/das.html](http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigation/das.html)).
- [3] Relatório Final da MDR (*Mission Definition Review*), Missão EQUARS, INPE, São José dos Campos, SP, 2017.
- [4] J. R. Wertz, D. F. Everett and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: the New SMAD*, Space Technology Library, 1<sup>st</sup> edition, USA, 2011.
- [5] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, Space Technology Library, 3<sup>rd</sup> edition, USA, 1999.

Para o dimensionamento é considerada a potência gerada necessária no fim da vida útil, EOL (*end of life*). Portanto, devido à depreciação do painel, deve-se calcular a potência necessária gerada no início da operação, BOL (*beginning of life*). Para os parâmetros que levam em conta a depreciação do painel solar, foram considerados perda aleatória, deterioração por radiação UV, fator de ocupação, calibração, etc, conforme [4,5].

Por fim, na Tabela II, são listados os componentes do subsistema de suprimento de energia (PCDU – *Power Control and Distribution Unit*, painel solar, bateria e SADA – *Solar Array Drive Assembly*). O cálculo da massa do painel solar não leva em consideração nenhum tipo de suporte, uma vez que o mesmo está somado à massa do subsistema de estrutura. A potência do painel solar é em torno de 260 W/m<sup>2</sup> (em BOL), considerando rendimento da junção das células em torno de 27.5% e perda de 25% da área devido à interconexão entre as células solares.

A concepção do subsistema de suprimento de energia considera um cenário ideal de atendimento à missão, no qual uma órbita equatorial é selecionada e os instrumentos estão coletando dados a todo instante. Não serão apresentadas aqui, mas de maneira a validar outras opções de projeto, como já foi relatado na Seção II, foram avaliadas e consideradas duas outras alternativas (órbita polar) na concepção de linha de base, que são:

- alteração da configuração da órbita para polar heliossíncrona, com redundância de equipamentos;
- alteração da configuração da órbita para polar heliossíncrona, com redução do nível de redundância da plataforma e conseqüente redução na potência elétrica total dos equipamentos.

TABELA II. LISTAGEM DE EQUIPAMENTOS DO SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA, INCLUINDO PROPRIEDADES DE MASSA, MARGENS E PROPRIEDADES TÉRMICAS.

#	Unidade	Capacidade	Qtde.	Massa			Térmica			
				Dimensões	Massa por unid. (kg)	Margem (%)	Massa total (kg)	Área de contato (mm)	Dissipação em eclipse (W)	Dissipação ao Sol (W)
1	PCDU	500W	1	400x200x200mm	4,50	5	4,73	400x200	10,0	25,0
2	Bateria	15Ah	1	200x150x90mm	2,00	5	2,10	200x150	5,0	5,0
3	Painel Solar	350W	1	1,8m <sup>2</sup>	12,60	10	13,86	N/A	N/A	N/A
4	SADA	N/A	1	110x120x110mm	1,70	5	1,79	110x110	4,0	4,0

## AGRADECIMENTOS

Agradecimentos para toda a equipe participante da missão EQUARS.