

ANEXO I

LISTA DE DESAFIOS TECNOLÓGICOS

Sumário

Introdução.....	2
1- Instrumentos embarcados da missão EQUARS.....	3
1.a) Instrumentos da missão EQUARS – interfaces eletrônicas.....	6
1.b) Instrumentos da missão EQUARS – módulos mecânicos .....	8
2- Eletrônica e óptica espacial.....	11
2.a) Sistemas Ópticos Reflexivos tipo TMA para Instrumentos Imageadores .....	11
2.b) Sistema de apontamento lateral para imageadores ópticos.....	14
2.c) Ajuste de foco por controle de temperatura .....	17
2.d) Eletrônica Digital de Processamento de Dados para Instrumentos Imageadores de Sensoriamento Remoto .....	20
3- Propulsão .....	24
3.a) Válvulas de controle de fluxo de propelentes .....	25
3.b) Placa injetora de propulsor bipropelente de baixo empuxo .....	26
3.c) Câmara de empuxo de propulsor bipropelente para bloco de aceleração de apogeu....	29
3.d) Bancada de testes de injetores com regulação da pressão de descarga .....	30
4- TT&C - Transponder digital e antena .....	32
4.a) Receptor para transponder TT&C utilizando plataforma digital.....	33
4.b) Receptor para transponder TT&C utilizando plataforma digital .....	35
4.c) Antena TT&C.....	37
5- Suprimento de energia.....	40
5.a) Conversores DC/DC compactos .....	40
6- Integração de sistemas .....	56
6.a) Integração de sistemas – concepção do sistema .....	56
7- Controle de atitude e órbita .....	57
7.a) Software de simulação para a missão EQUARS .....	55

## **Introdução**

*Mais de 50 anos após o início da Era Espacial, inaugurada com o lançamento do Sputnik I da então União Soviética, em 4 de outubro de 1957, as atividades espaciais se tornaram essenciais à vida cotidiana de todas as nações da Terra. A indústria espacial oferece cada vez mais – e melhores – soluções, produtos e serviços. Esse, hoje, é um dos nossos maiores desafios.*

*O Brasil tem especial vocação espacial. Com mais de 8,5 milhões de km<sup>2</sup> de extensão territorial, deve cuidar, ao todo, de 13 milhões de km<sup>2</sup>, incluídos os 4,5 milhões de km<sup>2</sup> de território marítimo. É um patrimônio rico em recursos naturais de toda ordem, que precisa ser cada vez mais conhecido, estudado, controlado, administrado, explorado e vigiado da melhor forma possível. A ciência e a tecnologia espaciais são vitais para isso. A indústria tem papel histórico a cumprir.*

*Eis um grande apelo à inventividade e ao empreendedorismo no Brasil: atender às crescentes necessidades e demandas espaciais do país. Ou seja, torná-lo capaz de usufruir, soberanamente e em grande escala, dos benefícios das tecnologias, da inovação, da indústria e das aplicações do setor em prol da sociedade brasileira.*

*[PNAE 2012-2021: Programa Nacional de Atividades Espaciais]*

Este documento apresenta os desafios tecnológicos propostos neste edital, divididos em 7 grandes grupos:

- 1- *Instrumentos embarcados da missão EQUARS:*  
Desafios tecnológicos relacionados à qualificação de instrumentos científicos da missão EQUARS;
- 2- *Eletrônica e óptica espacial:*  
Desafios tecnológicos relacionados a eletrônica e óptica espacial, aplicados a instrumentos imageadores de sensoriamento remoto;
- 3- *Propulsão:*  
Desafios tecnológicos relacionados a tecnologia e infraestrutura para desenvolvimento de propulsores para blocos de aceleração de apogeu;
- 4- *TT&C - Transponder digital e antena:*  
Desafios tecnológicos relacionados ao desenvolvimento de transponder TT&C utilizando plataforma digital; e ao desenvolvimento de antena com polarização circular e feixe largo, operando em banda S;
- 5- *Suprimento de energia:*  
Desafio tecnológico relacionado ao desenvolvimento de conversores DC/DC compactos;
- 6- *Integração de sistemas:*  
Desafio tecnológico relacionado à concepção de uma plataforma de microssatélites;

## 7- Controle de atitude e órbita:

Desafio tecnológico relacionado ao desenvolvimento de um programa computacional de simulação da atitude e órbita adequado à missão EQUARS;

## 1- Instrumentos embarcados da missão EQUARS

A missão do satélite científico EQUARS (*Equatorial Atmosphere Research Satellite*) é monitorar, em escala global, os fenômenos equatoriais característicos das regiões da média e alta atmosfera, neutra e ionizada.

O objetivo científico geral da missão EQUARS é o conhecimento dos efeitos de acoplamento dos fenômenos atmosféricos equatoriais, entre as regiões da baixa e alta atmosfera, sobre: o balanço fotoquímico e energético da atmosfera; a dinâmica da atmosfera neutra; e a eletrodinâmica de plasma ionosférico. Os objetivos científicos específicos a serem investigados são:

- Regime de propagação das ondas atmosféricas equatoriais (modos planetários), incluindo as fontes de geração;
- Dinâmica das irregularidades de plasma ionosférico e das depleções de plasma de larga escala (bolhas ionosféricas);
- Fluxo de partículas energéticas e sua consequência na formação e anomalia das regiões ionosféricas equatoriais;
- Variabilidade do perfil da temperatura da média atmosfera, como traçador climatológico da energia depositada pelas ondas de gravidade atmosféricas;
- Mapeamento do conteúdo de vapor de água troposférico; entre outros.

Os dados gerados pelo conjunto de instrumentos da missão EQUARS têm aplicação imediata na área de modelagem numérica em prognósticos meteorológicos e diagnósticos de clima espacial.

A saber, o conjunto de instrumentos da missão EQUARS é constituído por:

1. GROM, Receptor GPS de Rádio Ocultação, modelo IGOR. Quantidades físicas observáveis a partir da Baixa e Média atmosfera: Perfis de temperatura, pressão e vapor de água. Quantidade física observável da Alta Atmosfera: Conteúdo Total de Elétrons (TEC) da ionosfera.
2. GLOW, Fotômetro de Airglow de 4-canaís. Quantidades físicas observáveis: Radiância das emissões de airglow nos espectros VIS e NIR, na mesosfera superior e na região F-ionosférica; Temperatura rotacional da mesosfera superior.
3. IONEX, Conjunto de Sensores Ionosféricos HFC (sonda de capacitiva de alta frequência), LP (sonda de Langmuir) e ETP (sonda de temperatura dos elétrons). Quantidades físicas observáveis: Densidade eletrônica; Densidade de plasma ionosférico; Temperatura eletrônica.
4. ELISA, Analisador Eletrostático de Energia. Quantidade física observável: Distribuição de energia de elétrons presentes no ambiente espacial.
5. APEX, Detector de Partículas Energéticas (alfa, próton e elétron). Quantidade física observável: Fluxo de partículas de altas energias na magnetosfera interna.

A Figura 1 esclarece e identifica a fase de desenvolvimento de cada um dos instrumentos EQUARS. O objetivo principal deste conjunto de desafios consiste em equalizar o ciclo de vida de desenvolvimento dos instrumentos APEX, ELISA e IONEX com os instrumentos GLOW e GROM, permitindo assim a conclusão da carga útil do satélite EQUARS.

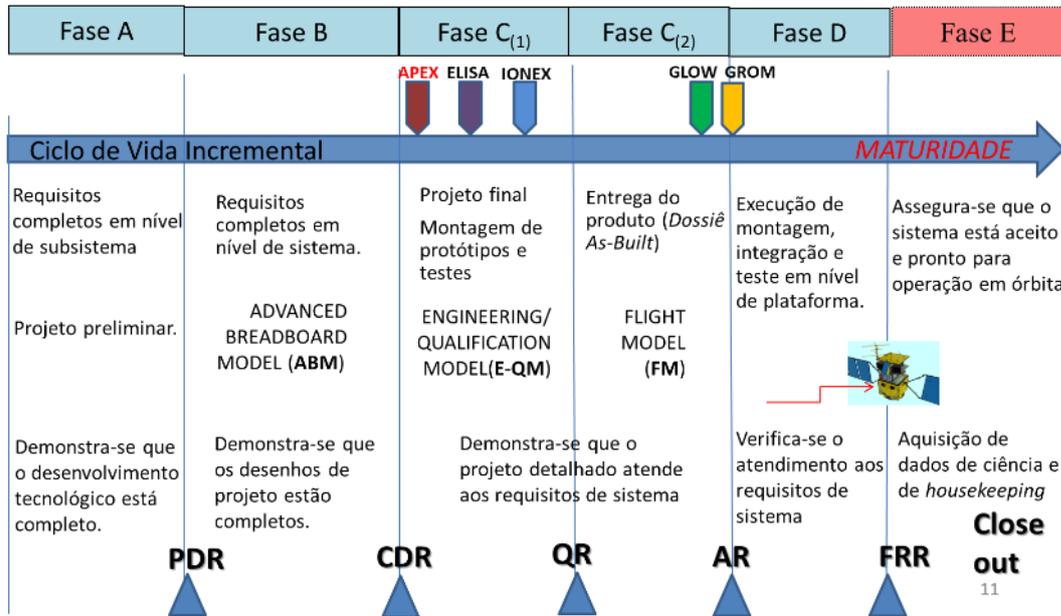


Figura 1 – Ciclo de vida de desenvolvimento dos instrumentos da missão EQUARS.

### *Identificação dos desafios tecnológicos*

Instrumentação embarcada em satélite pode ser caracterizada como uma família de sistemas que pertence a uma classe maior de aplicações da Engenharia de Sistemas Complexos (CSE). As atividades da CSE são múltiplas, destacando-se: a análise de requisitos; a análise funcional; a síntese (integração sistêmica); análise de riscos; e garantia de qualidade. A família de sistemas embarcados em satélite apresenta vários aspectos que as individualizam. Os satélites operam em um ambiente agressivo, do ponto de vista da radiação ionizante, dos gradientes térmicos, do vácuo e das solicitações mecânicas no lançamento, exigindo assim que as entidades de sistema (embarcadas) sejam submetidas a um processo longo e complexo de qualificação, de modo que elas desempenhem suas funcionalidades com uma alta confiabilidade nas operações orbitais. A redundância de entidades é uma solução muito utilizada para elevar a confiabilidade, caso haja falha crítica. A mantenibilidade (suporte em manutenção) sistêmica em operação de voo é muito baixa. Enfim, o processo comumente referido como controle de qualidade ou garantia de qualidade é um requisito mandatório e com exígua margem de negociação nesta família de sistemas, o que a torna singular e desafiadora do ponto de vista de desafios tecnológicos.

Tendo em vista as demandas apresentadas pelos instrumentos da missão EQUARS durante o ciclo de vida do projeto, identificaram-se unidades, processos e subsistemas com relativo grau de complexidade, não disponíveis no mercado, mas que pudessem ser desenvolvidos e manufaturados por empresas no Brasil, conforme relação abaixo:

1. Projeto de hardware e software da interface de controle e comunicação de dados; montagem, testes e integração das placas eletrônicas com os módulos mecânicos dos instrumentos EQUARS.
2. Desenvolvimento de um sistema *gimbal* para calibração em alto vácuo; desenhos, análise estrutural, manufatura e processos de tratamento superficial dos módulos mecânicos dos instrumentos EQUARS.

Os dois desafios se referem exclusivamente aos instrumentos APEX, ELISA e IONEX.

## **1.a) Instrumentos da missão EQUARS – interfaces eletrônicas**

*“Projeto de hardware e software da interface de controle e comunicação de dados; montagem, testes e integração das placas eletrônicas com os módulos mecânicos dos instrumentos EQUARS”*

### *Introdução*

A interface de processamento, controle e comunicação de dados emprega circuitos eletrônicos comuns entre os instrumentos EQUARS, baseando-se na arquitetura CISC (*Complex Instruction Set Computer*) de microcontrolador, que recebe os comandos oriundos do computador de bordo do satélite e envia as respostas, por intermédio da comunicação serial EIA 422. O software embarcado atua conforme um protocolo de comunicação pré-estabelecido entre o computador de bordo e a interface de cada instrumento. Os objetivos do software embarcado são: executar as funções de controle do instrumento; realizar as funções de aquisição e armazenamento de dados científicos e dados de monitoração (*housekeeping*); e tratar os eventos de envios de comandos (telecomandos) e recepção de dados (telemetria) sob a demanda do computador de bordo. O projeto do software embarcado faz uso do conceito de estados de operação do instrumento, em ambiente operacional de voo, adquirindo dados científicos e/ou dados de *housekeeping*. Os estados ou modos operacionais dos instrumentos definem a especificação do software embarcado a ser desenvolvido.

As montagens das placas eletrônicas de circuitos impressos dos modelos de engenharia são realizadas seguindo os procedimentos convencionais de qualidade existente na indústria eletrônica. Já a montagem dos modelos de Qualificação e Voo, envolvem requisitos que vão além dos padrões convencionais utilizados na indústria; faz-se necessário adotar medidas e procedimentos de montagem estabelecidos por normas internacionais. O processo de montagem com qualificação espacial exige que as empresas sigam procedimentos rigorosos e bem documentados, pois nesta fase de montagem a tolerância a erros deve ser nula.

Em relação à verificação e validação de cada um dos instrumentos EQUARS, faz-se necessário o apoio de um EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*) — ou seja, um conjunto de hardware e software para suportar os testes a serem realizados com o instrumento embarcado até o seu lançamento. Para o desafio proposto, o conjunto EGSE deve atender aos padrões e normas estabelecidas em documentação que será disponibilizada durante a execução do projeto.

Será disponibilizada para a proponente, na vigência do projeto, toda a documentação de especificação necessária dos instrumentos APEX, ELISA e IONEX, incluindo os documentos de especificação dos testes ambientais e das interfaces elétricas e mecânicas com a plataforma.

### *Requisitos Técnicos*

(a) Os componentes críticos — elementos eletro-ópticos, sensores, microcircuitos, híbridos, conectores, cabos HV, transdutores e termistores — necessários à execução da montagem das placas eletrônicas serão fornecidos à empresa proponente. Outros componentes — discretos, resistores, capacitores, indutores, cabos, mantas e *pads* térmicos — devem ser adquiridos pela empresa proponente, conforme especificação e análise de projeto.

(b) Será disponibilizado à empresa proponente o ambiente de sala limpa, com nível estabelecido pelas normas IPC, necessário para os procedimentos de montagem de alta confiabilidade.

(c) Os testes ambientais para o modelo de Qualificação e modelo de Voo de cada um dos instrumentos EQUARS não envolvem custos adicionais à empresa proponente.

(d) O processamento dos dados e controle dos instrumentos EQUARS é baseado na arquitetura CISC da família dos microcontroladores MCS-51; assim a concepção do software embarcado deve seguir o conjunto de instruções destinado às aplicações de controle em 8-bits.

(e) O circuito elétrico de comunicação de dados deve seguir o padrão de especificação da conexão serial EIA-422.

(f) Uma análise eletrotérmica simplificada deve ser efetuada para avaliar possíveis *hotspots* nas placas eletrônicas de circuito impresso.

(g) As placas de circuito impresso (PCB) devem ser manufaturadas com tecnologia que garanta um controle de qualidade exigido pela norma IPC A-600G, Classe 3.

(h) O processo de montagem dos componentes eletrônicos nas placas de circuito impresso deve atender à norma IPC J-STD 001D, ou à norma NASA STD-8739.3 ou ESA equivalente. Outras normas IPC cabíveis também devem ser atendidas.

(i) A proponente deve realizar a integração das placas eletrônicas com os módulos mecânicos de cada um dos instrumentos EQUARS, executando as atividades especificadas de cablagem e conexão interna dos módulos e entre os módulos.

(j) Em relação aos testes funcionais, a proponente deve responsabilizar-se pelo desenvolvimento do EGSE (*Electrical Ground Support Equipment*) de cada um dos instrumentos EQUARS, em conformidade com os padrões e normas estabelecidas em documentação que será disponibilizada durante a execução do projeto.

(k) A proponente deve fornecer suporte funcional e logístico durante os testes ambientais especificados para os modelos de Qualificação e Voo de cada um dos instrumentos EQUARS.

(l) A proponente deve elaborar, gerenciar e controlar um plano de gestão com fundamento na Engenharia de Sistemas Espaciais. O plano deve conter: as estruturas analíticas de produto e de projeto; cronograma do projeto com marcos de revisão; as matrizes de verificação; o controle de configuração; os requisitos da garantia do produto; e a análise de risco. A proponente deve fornecer documentos de especificação de projeto, manufatura e testes, manuais de operação (EGSE) compondo os conjuntos de entregáveis *Dossiê as-Designed* e *Dossiê as-Built*.

#### *Produtos esperados*

*Layout* e montagem das várias placas eletrônicas dos instrumentos embarcados APEX, ELISA e IONEX em suas versões de Qualificação (QM) e Voo (FM).

O conjunto dos softwares embarcados e dos testes funcionais (EGSE).

Documentação de projeto e conjunto de entregáveis *Dossiê as-Designed* e *Dossiê as-Built*.

#### *Competências necessárias*

Possuir experiências em processos de montagem qualificada na área espacial, com certificação IPC ou equivalente; em linguagem *assembly* para microcontroladores; software para simulação virtual de instrumentos — linguagem de programação LabVIEW, da *National Instruments*.

## **1.b) Instrumentos da missão EQUARS – módulos mecânicos**

*“Desenvolvimento de um sistema gimbal para calibração em alto vácuo; desenhos, análise estrutural, manufatura e processos de tratamento superficial dos módulos mecânicos dos instrumentos EQUARS”*

### *Introdução*

Este desafio compreende o desenvolvimento de duas partes: (I) os módulos mecânicos dos instrumentos embarcados APEX, ELISA e IONEX; (II) o sistema *gimbal*, inerente à calibração do instrumento ELISA, para utilização em laboratório.

O conjunto de instrumentos da missão EQUARS compreendem vários módulos, que abrigam diversos circuitos eletrônicos e demais componentes eletromecânicos e eletro-ópticos. Estas entidades mecânicas fornecem além da sustentação estrutural aos componentes, blindagem de campos eletromagnéticos indesejados e, também, permitem o contato físico com a plataforma, visando o controle térmico passivo dos módulos e do satélite como um todo. As Figuras 2 e 3 exemplificam alguns dos módulos a serem construídos. Devido à leveza em suas características mecânicas, o material utilizado na fabricação destes módulos mecânicos é, majoritariamente, a liga de alumínio da série 7000, própria para aplicação em sistemas aeroespaciais. Geralmente, recomenda-se que o material receba um tratamento superficial contra a corrosão. Outros materiais (como o Cobre e o Ouro) serão utilizados, e tratamentos superficiais específicos devem ser realizados para atender aos requisitos funcionais dos instrumentos.

O sistema *gimbal* faz parte do sistema de calibração do instrumento ELISA, que consiste de um feixe de elétrons em que o instrumento é exposto, variando-se os ângulos de incidência em relação ao seu eixo de entrada. A variação dos ângulos de incidência é conseguida por intermédio de um dispositivo de deslocamento linear acoplado a um dispositivo de rotação em dois eixos (o sistema *gimbal* propriamente dito), que deve operar em ambiente de alto vácuo ( $10^{-8}$  a  $10^{-7}$  mbar). O desenvolvimento necessário neste desafio refere-se ao projeto e manufatura da estrutura mecânica do sistema *gimbal* e da estrutura de blindagem eletrostática dos componentes do feixe submetidos à alta tensão, tendo em vista que os motores e os transmissores de rotação serão fornecidos à empresa proponente. O material predominante também será a liga de alumínio da série 7000, com tratamento superficial contra a corrosão.

Será disponibilizado à proponente, na vigência do projeto, toda a documentação de especificação necessária dos instrumentos APEX, ELISA e IONEX, incluindo os documentos de especificação dos testes ambientais e das interfaces elétricas e mecânicas com a plataforma.

### *Requisitos técnicos*

#### *Parte I:*

(a) Com o objetivo de adequar o dimensionamento das partes estruturais e prever a intensidade dos níveis de solicitação induzidos em componentes eletrônicos, e eletromecânicos, devem ser realizadas as análises modal, estática e dinâmica (resposta em frequência e vibração aleatória), conforme requisitos a serem especificados durante a execução do projeto.

(b) O material utilizado na fabricação da estrutura dos módulos mecânicos deve ser a liga de Alumínio 7075, com tratamento térmico T6 ou T651, com certificado de qualidade e rastreabilidade. Outros materiais, em menor quantidade, serão utilizados na fabricação de diversos componentes mecânicos, conforme documentação que será disponibilizada durante a execução do projeto.

(c) O tratamento superficial da liga de Alumínio especificada no item anterior deve ser realizado em *Alodine 1200S*.

(d) Especialmente, as placas internas de um subsistema do instrumento ELISA devem ser fabricadas usando o material *Copper cathode "Grade A"*, produto direto do refino eletrolítico do Cobre, com tratamento superficial por *Ebonol-C*.

(e) As sondas eletrostáticas do instrumento IONEX devem ser recobertas com filme fino de ouro, com tratamento superficial adequado para melhoramento de adesão ao substrato e prevenção de oxidação.

(f) A proponente deve acompanhar os testes ambientais especificados para os modelos de Qualificação e Voo de cada um dos instrumentos EQUARS, para eventuais intervenções relacionadas às respectivas estruturas mecânicas.

(g) A proponente deve elaborar, gerenciar e controlar um plano de gestão com base na Engenharia de Sistemas Espaciais. O plano deve conter: as estruturas analíticas de produto e de projeto; cronograma do projeto com marcos de revisão; as matrizes de verificação; o controle de configuração; os requisitos da garantia do produto; e a análise de risco. A proponente deve fornecer documentos de especificação de projeto, manufatura e testes, compondo os conjuntos de entregáveis *Dossiê as-Designed* e *Dossiê as-Built*.

#### *Parte II:*

(h) O projeto do sistema *gimbal* deve ser dimensionado para operar dentro da câmara de vácuo existente no Laboratório de Plasmas do INPE.

(i) A estrutura mecânica do sistema *gimbal* deve ser manufaturada com requisitos de precisão de mecânica fina, conforme documentação que será disponibilizada durante a execução do projeto.

(j) Os dispositivos móveis que compõem o sistema *gimbal* devem ser lubrificados com graxa compatível com a operação em alto vácuo ( $10^{-7}$  a  $10^{-8}$  mbar).

(k) O material utilizado na fabricação da estrutura mecânica do sistema *gimbal* deve ser a liga de Alumínio 7075-T6 ou -T651, com tratamento superficial em *Alodine 1200S*.

(l) A empresa deve fornecer documentos de especificação de desenhos mecânicos e manufatura do sistema *gimbal* e da estrutura de blindagem eletrostática.

#### *Produtos esperados*

O conjunto de módulos mecânicos dos instrumentos embarcados APEX, ELISA e IONEX em suas versões de Qualificação (QM) e Voo (FM) devem ser fornecidos pela empresa proponente.

Também, um sistema *gimbal* para alto vácuo, desenvolvido e manufaturado para atender aos procedimentos de calibração em laboratório do instrumento ELISA, compõe o conjunto de entregáveis deste desafio.

Documentação de projeto e conjunto de entregáveis *Dossiê as-Designed* e *Dossiê as-Built*.

*Competências necessárias*

Experiência em projetos e ferramentas CAD-CAM, compatível com as exigências da manufatura mecânica na área aeroespacial. Também, a proponente deve apresentar conhecimento técnico em software para análise estrutural dinâmica.

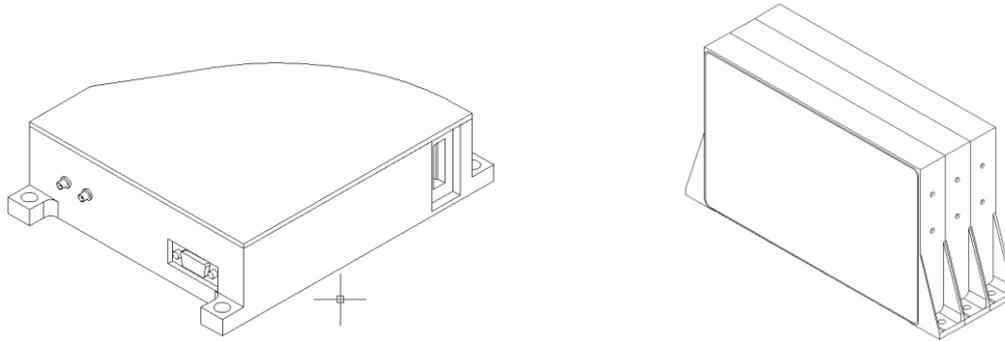


Figura 2 : *Layout* dos módulos mecânicos do instrumento ELISA.

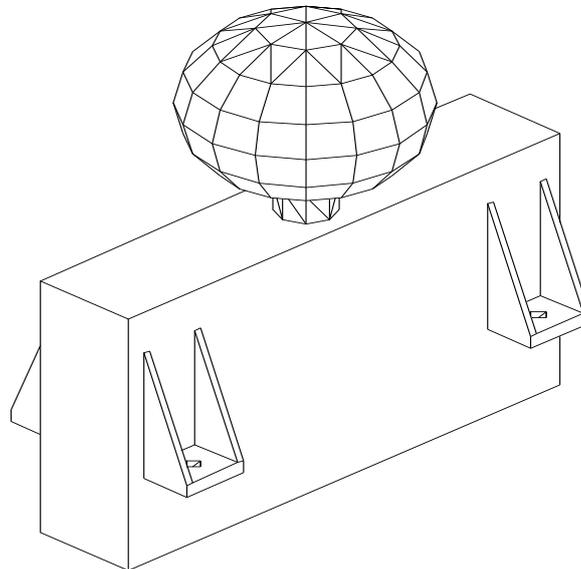


Figura 3: *Layout* de um dos módulos mecânicos do instrumento IONEX.

## **2- Eletrônica e óptica espacial**

A busca contínua de conhecimento sobre o nosso universo e a consequente conquista do espaço pelo homem possibilita o desenvolvimento de novas tecnologias espaciais.

Um exemplo é a geração de imagens obtidas por sensores remotos instalados em satélites artificiais. As imagens de satélite permitem enxergar, e descobrir, o planeta Terra de uma posição privilegiada. Essas imagens proporcionam uma visão sinóptica (de conjunto) e multitemporal (em diferentes datas) de extensas áreas da superfície terrestre. Através delas, os ambientes mais distantes ou de difícil acesso tornam-se mais acessíveis.

As imagens de satélite podem ser utilizadas no estudo e no monitoramento de vários objetos e fenômenos da superfície terrestre. A partir da interpretação de diferentes tipos de imagens, é possível fazer a previsão do tempo, estudar fenômenos oceânicos, detectar e monitorar furacões, inundações, queimadas e desflorestamentos, estimar safras agrícolas, monitoramento de fronteiras, suporte à defesa civil entre outras aplicações.

O investimento em novas tecnologias nas áreas de óptica e eletrônica é estratégico para o país, ao aprimorar os sistemas de sensoriamento remoto gerando mais produtos úteis à nossa sociedade, e ao estimular a capacitação tecnológica de nossa base industrial.

### **2.a) Sistemas Ópticos Reflexivos tipo TMA para Instrumentos Imageadores**

#### *Introdução*

Na última década, o INPE tem fomentado o desenvolvimento em território nacional de cargas úteis ópticas de sensoriamento remoto para observação da Terra a partir de plataformas orbitais. As imagens geradas por instrumentos deste tipo têm várias aplicações como: monitoramento dos recursos naturais, desmatamento, desastres naturais, defesa, planejamento urbano, entre outros.

Como esforço deste desenvolvimento, podemos citar as câmeras MUX e WFI desenvolvidas para os satélites CBERS 3, 4 e 4A, e a câmera AWF1, em desenvolvimento para o programa Amazônia.

Estas câmeras desenvolvidas nacionalmente possuem resolução espacial média e cobrem a faixa espectral do visível e infravermelho próximo. Os sistemas ópticos destes instrumentos são sofisticados, formados por várias componentes ópticos com a finalidade de se obter a imagem com a qualidade desejada em todas as bandas espectrais e em todo campo de visada do instrumento. Em todas as três câmeras mencionadas, foi possível atender os requisitos necessários usando-se sistemas ópticos do tipo refrativo (formado apenas por lentes), e usando apenas superfícies ópticas esféricas.

Entretanto, em alguns casos, os requisitos do instrumento só podem ser atingidos usando-se sistemas ópticos do tipo reflexivo (formado apenas por espelhos) ou catadióptrico (formados por espelhos e lentes), onde muitas vezes são necessários o uso de superfícies ópticas não esféricas e algumas vezes componentes fora de eixo.

A Necessidade nacional por imagens de sensoriamento remoto com resoluções melhores que cinco metros para aplicações em cadastro ambiental rural, desastres naturais e defesa, bem como por imagens multiespectrais de média resolução espacial, com largo campo e com bandas indo do visível ao infravermelho de ondas curtas (SWIR) para aplicações em monitoramento de recursos naturais e desmatamento, fornecem a demanda por instrumentos que necessitem de sistemas ópticos reflexivos.

Objetivo:

Adquirir conhecimento tecnológico inédito no Brasil em: projeto, fabricação e alinhamento de sistemas ópticos reflexivos e fora de eixo, visando a utilização em futuras missões brasileiras de Observação da Terra. Para tanto elegemos um sistema óptico reflexivo tipo TMA (Three Mirror Anastigmat) fora do eixo, sem obscurecimento, como objeto a ser desenvolvido.

Este tipo de sistema óptico possui várias vantagens como: capacidade de atingir simultaneamente distâncias focais e campos de visada relativamente altos, livre de aberrações cromáticas e massa reduzida.

Entretanto, a produção destes sistemas requer o domínio de várias tecnologias, cujo desenvolvimento é fundamental para as futuras missões brasileiras de sensoriamento remoto como: projeto de sistemas reflexivos de alta performance com superfícies ópticas não-esféricas; fabricação de componentes ópticas com superfícies não-esféricas, com dimensões consideráveis, fora de eixo e com alívio de massa; alinhamento de sistemas reflexivos fora de eixo.

A empresa escolhida deverá desenvolver estas tecnologias e demonstrar sua funcionalidade em protótipo de laboratório, conforme requisitos estabelecidos aqui.

#### *Requisitos técnicos*

##### Requisitos Ópticos

1. Distância focal efetiva: 261mm +/- 3mm.
2. Abertura: f-number menor que 5 sem obstrução.
3. Campo de Visada: retangular de 24° x 2°.
4. Distorção tipo "smile": menor que 1.5mm.
5. Máximo ângulo de incidência do raio principal no plano focal: 2.5°.
6. Faixa espectral do instrumento: 450-1700nm.
7. Transmitância mínima em toda faixa espectral do instrumento: 80%.
8. Erro RMS máximo da frente de onda: 90nm em todo campo de visada do instrumento.
9. Função transferência de modulação (MTF) mínima em todo campo de visada em 632.8 +/-20nm: 0.3 @ 77.7lp/mm.

##### Requisitos Mecânicos

1. Dimensões máximas do telescópio considerando a distância focal posterior do sistema: 480x300x350 (CxAxL).

2. Os espelhos devem ser construídos em substrato de cerâmica vítrea de baixo coeficiente de expansão térmica ( $CET < 1.5E-7/^{\circ}C$ ).
3. Os espelhos devem ser projetados e construídos considerando que deverão suportar testes de vibração com níveis estabelecidos na norma ESA PSS-01-802, demonstrado por análise.
4. O substrato dos espelhos primário e terciário devem possuir alívio de massa de no mínimo 75%.
5. A estrutura do telescópio deve ser suficientemente estável e rígida para testes de desempenho óptico em laboratório.

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas quatro revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP), Revisão de Fabricação (RFB) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+9 meses.

RFB: T0+18 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

#### *Produtos Esperados*

Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.

A documentação deste desafio deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Descrição geral do projeto e demonstração por análise que as especificações serão cumpridas (RP);
- Projeto óptico (RP);
- Análises do sistema óptico (MTF, distorção, tolerância, etc) (RP);
- Projeto mecânico (RP);
- Análise estrutural dos componentes ópticos do telescópio (RP);
- Balanço de massa (RP);
- Plano de fabricação, montagem e testes (RP);
- Plano de alinhamento do sistema (RP);
- Pasta de fabricação contendo todos os desenhos mecânicos, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- Relatório de fabricação dos componentes ópticos e mecânicos, contendo informações “as built” medidas dos componentes ópticos e análises do projeto óptico “as built” (RFB);

- Procedimento consolidado de fabricação dos componentes ópticos (RFB);
- Procedimentos de montagem, alinhamento e Testes (RF);
- Relatório de testes funcionais (RF);
- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP, RFB e RF).

Entrega de um protótipo funcional do sistema.

### *Competências Necessárias*

Experiência em projeto, fabricação, integração, alinhamento e teste de componentes e sistemas ópticos de alta performance. Experiência em projeto, fabricação e análises de sistemas opto-mecânicos.

## **2.b) Sistema de apontamento lateral para imageadores ópticos**

### *Introdução*

A frequência com que uma determinada área da Terra é imageada por um instrumento imageador a bordo de um satélite artificial é chamada de tempo de revisita da missão. Ela depende da órbita do satélite, da localização do alvo e do campo de visada do instrumento, podendo variar de alguns dias até várias semanas. Essa característica define a resolução temporal absoluta de uma missão de observação da Terra.

Como exemplo, um sensor com um campo de visada de 120 km operando a bordo de um satélite posicionado em órbita polar hélio-síncrona a uma altitude em torno de 800 km pode fornecer imagens de um mesmo alvo na Terra a cada 26 dias (exceto para regiões de alta latitude, onde o período é menor), considerando imageamento em visada vertical.

Esse intervalo de tempo não é adequado para detectar variações rápidas no comportamento de certos alvos, como, por exemplo, no amadurecimento de algumas culturas.

Há ainda o risco de perder a passagem devido a possível incidência de nuvens, o que é muito frequente em regiões tropicais.

Características espectrais dos alvos podem mudar em curtos períodos de tempo, cujas mudanças podem ser detectadas pela comparação de diferentes imagens.

Um das formas de aumentar o tempo de revisita de uma missão, em áreas específicas, consiste na implementação de um mecanismo de visada lateral nos instrumentos imageadores, permitindo obter imagens com ângulos oblíquos em relação à posição vertical de imageamento (nadir).

A capacidade de um sensor espacial de coletar imagens de uma mesma área da superfície da Terra em diferentes períodos de tempo é um dos mais importantes elementos na aplicação de dados de sensoriamento remoto.

Instrumentos com essa característica permitem também a obtenção de pares estereoscópicos de uma determinada cena, através da aquisição de imagens em diferentes ângulos durante

diferentes passagens vizinhas. Esse tipo de imageamento é de grande utilidade nas aplicações cartográficas, no mapeamento de relevo e levantamento altimétrico da superfície.

Portanto, para permitir observações repetidas da mesma área em curtos intervalos de tempo (aumento da revisita) e poder adquirir uma imagem da mesma cena de diferentes ângulos (obtenção de pares estereoscópicos), ajusta-se a posição angular do espelho frontal de um instrumento imageador em torno da orientação nadir. O apontamento do espelho é controlado por um motor de passo e ajustado por um codificador angular de precisão.

Esse desafio visa projetar, montar e caracterizar um Sistema de Apontamento Lateral de um espelho frontal para uso em imageadores ópticos.

#### *Requisitos técnicos*

- O projeto do Sistema de Apontamento Lateral deve consistir de dois módulos, sendo um o módulo mecânico, que é composto pelo Mecanismo de Apontamento Lateral juntamente com o motor de passo e o codificador angular de precisão, e o outro é o módulo eletrônico de controle, que faz a interface entre os dados de telecomandos e os recebidos do codificador angular de precisão e aciona o motor de passo para posicionar o espelho de acordo com o ângulo desejado.
- O projeto do Mecanismo de Apontamento Lateral (módulo mecânico) tem por finalidade básica suportar um espelho com 250 mm (C) X 120 mm (L) X 30 mm (E) e massa de 2,6 kg, permitindo ajustar o ângulo de inclinação do feixe em relação a Nadir em  $\pm 32$  graus, mantendo seu posicionamento conforme especificado. O mecanismo basicamente deve consistir de um espelho, um eixo de rotação apoiado em dois mancais de rolamentos de esferas lubrificadas a seco, um motor de passo com atuação direta sobre o eixo, um codificador e uma estrutura mecânica. A massa total do conjunto deverá ser menor do que 25 kg.

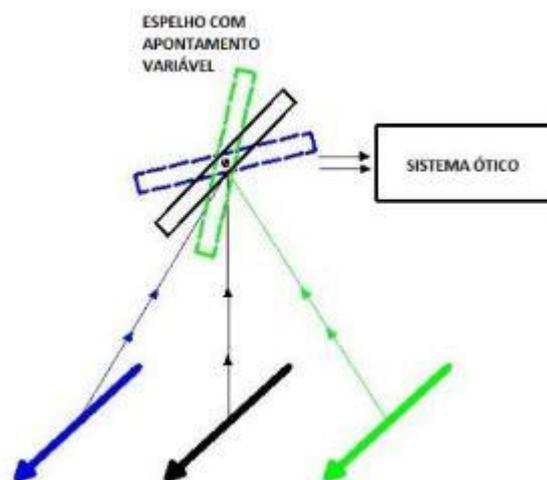


Figura-1 – Desenho esquemático do Sistema de Apontamento Lateral

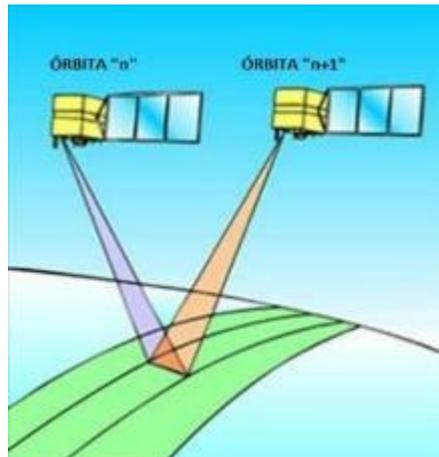


Figura-2 – Desenho esquemático do uso do Mecanismo de Apontamento Lateral em uma câmera de observação da Terra

- O Mecanismo de Apontamento Lateral deve ser projetado levando-se em conta a exatidão, a repetitividade e a estabilidade do apontamento, além de agilidade e baixos níveis de perturbações dinâmicas.
  - Angulo de apontamento do feixe:  $\pm 32$  graus
  - Precisão de apontamento:  $\pm 0.04$  graus
  - Precisão da medida de apontamento (conhecimento):  $\pm 0.01$  graus
  - Estabilidade de apontamento:  $\leq 1\mu\text{rad}$
  - Agilidade:  $\geq 8^\circ/\text{minuto}$
  - Baixo nível de geração de perturbações dinâmicas quando em processo de apontamento (espelho em movimento), e baixa sensibilidade a perturbações dinâmicas quando em modo de aquisição.
  - Massa:  $\leq 25$  kg
  - Frequência natural:  $> 100$  Hz (obtida por análise)
  - Faixa de temperatura de operação: de  $+ 5^\circ\text{C}$  até  $+ 15^\circ\text{C}$
- O projeto do módulo mecânico deve ser desenvolvido considerando a utilização de materiais de uso corrente no setor espacial, devendo ser evitado ao máximo o uso de materiais ferromagnéticos.
- As peças mecânicas que irão compor o mecanismo deverão ser fabricadas apenas por processos convencionais de usinagem, e unidas preferencialmente por parafusamento, sem o uso de juntas soldadas ou peças fabricadas por processo de fundição.

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas três revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+12 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

### *Produtos Esperados*

Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.

A documentação deste desafio deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Descrição geral do projeto mecânico (RP);
- Pasta de fabricação mecânica, contendo todos os desenhos de fabricação, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- Procedimento de montagem e testes do protótipo (RP);
- Relatório de análise modal (RP);
- Relatório de testes funcionais do protótipo (RF);
- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP e RF).

Entrega de um protótipo funcional de laboratório do Sistema de Apontamento Lateral.

### *Competências Necessárias*

Experiência em projeto, fabricação e testes de sistemas mecânicos de precisão e conhecimentos de sistemas opto-mecânicos.

## **2.c) Ajuste de foco por controle de temperatura**

### *Introdução*

Instrumentos imageadores embarcados em satélites artificiais podem sofrer desalinhamentos dos seus sistemas ópticos, causando perda da qualidade das imagens geradas. Pequenos deslocamentos da ordem de alguns microns podem perturbar o bom alinhamento do conjunto óptico, levando à desfocalização do sistema.

Essas perturbações têm origem geralmente nas vibrações mecânicas introduzidas durante a fase de lançamento, assim como nos efeitos da ausência de gravidade e da excursão de temperatura nos materiais que constituem a estrutura dos telescópios.

Nos instrumentos onde essas perturbações podem comprometer o desempenho, faz-se necessária a implementação de sistemas de ajuste de foco embarcado.

Dentre as principais abordagens existentes, os mecanismos baseados em motor de passo são os mais comumente utilizados em missões espaciais, com comprovada robustez e eficácia. Por

outro lado, por possuírem partes móveis, esses mecanismos são tecnologicamente complexos e bastante custosos.

Uma outra forma de ajustar o foco de telescópios tem sido utilizada mais recentemente. Trata-se do ajuste da posição focal através do controle térmico sobre algum elemento do sistema óptico, valendo-se do seu coeficiente de expansão térmica. Essa solução é mais simples de ser implementada do que a solução mecânica, com considerável redução na massa e no custo.

O ajuste do foco em voo é realizado através de telecomandos enviados da Terra.

Um exemplo desse conceito de refocalização em órbita é o instrumento imageador de alta resolução dos satélites europeus do programa Plêiades HR.

Esse instrumento apresenta um telescópio óptico do tipo Korsh composto por 4 espelhos.

Em um dos espelhos foi montado um dispositivo de refocalização térmica, onde o controle de temperatura de um anel de alumínio localizado entre o espelho e o seu suporte mecânico permite variar a posição focal do conjunto, permitindo a refocalização do sistema óptico durante a operação em órbita.

A figura 1 ilustra a configuração óptica de um telescópio desse tipo, onde o espelho M2 acomoda um dispositivo térmico para ajuste do foco.

A figura 2 mostra uma configuração básica desse dispositivo.

O objetivo desse módulo é projetar, montar e testar um protótipo de mecanismo de ajuste de foco utilizando o conceito de refocalização baseado no controle térmico de um dos elementos de um sistema óptico.

O conceito de refocalização por controle térmico deverá ser demonstrado atuando-se sobre um dos espelhos de um telescópio óptico reflexivo.

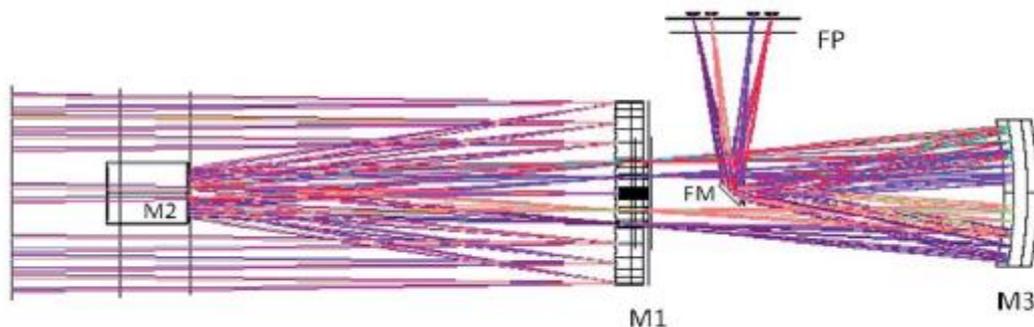


Figura 1 – Configuração óptica de um telescópio do tipo Korsh

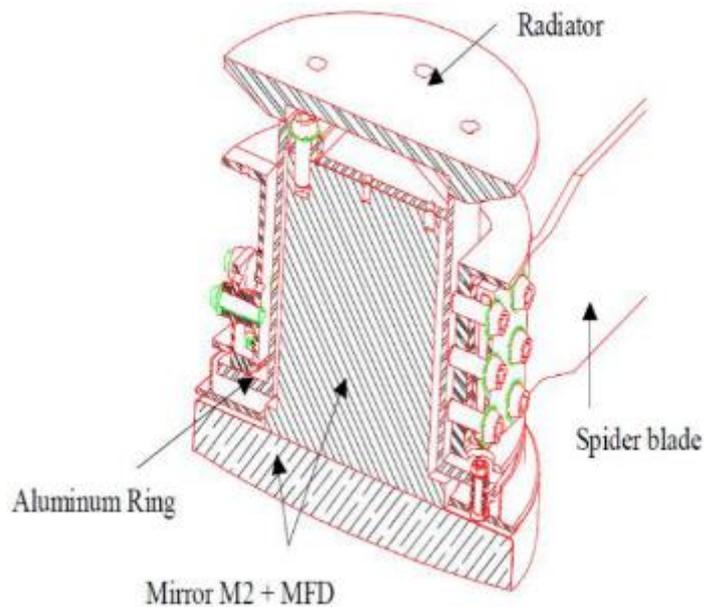


Figura 2 – Configuração básica de um dispositivo de refocalização por controle térmico

#### *Requisitos técnicos*

- O dispositivo térmico de refocalização deve ter a capacidade de deslocar um elemento óptico (por exemplo, um espelho secundário em um telescópio) da ordem de  $\pm 18\mu\text{m}$  com uma precisão melhor do que  $\pm 2\mu\text{m}$ ;
- A operação deve garantir uma estabilidade de  $\pm 0,8\mu\text{m}$  no foco e de  $\pm 5\mu\text{rad}$  em deslocamentos angulares;
- O controle da temperatura sobre o elemento atuante não deve induzir nenhuma distorção sobre o sistema óptico além do deslocamento linear do elemento;
- O projeto do mecanismo de refocalização deve ser concebido para atuar sobre um espelho construído em substrato de cerâmica vítrea de baixo coeficiente de expansão térmica ( $\text{CET} < 1.5\text{E-}7/^\circ\text{C}$ ), com diâmetro em torno de 165 mm;
- O projeto do módulo mecânico deve ser desenvolvido considerando a utilização de materiais de uso corrente no setor espacial, devendo ser evitado ao máximo o uso de materiais ferromagnéticos.

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas três revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+12 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

### *Produtos Esperados*

Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.

A documentação deste desafio deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Análise modal do dispositivo (RP);
- Análise térmica do dispositivo (RP);
- Análise termoelástica do dispositivo (RP);
- Balanços de massa e potência (RP);
- Demonstração por meio de análises (mecânica, térmica, termoelásticas, etc) que o projeto satisfaz às especificações (RP);
- Descrição geral do projeto e demonstração que as especificações serão cumpridas (RP);
- Pasta de fabricação contendo todos os desenhos mecânicos e esquemas elétricos, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- Plano de fabricação, montagem e testes (RP);
- Procedimentos de ajustes e testes do dispositivo (RP);
- Procedimento de montagem (RP);
- Relatório de testes funcionais (RF);
- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP e RF).

Entrega de um protótipo funcional do dispositivo de ajuste de foco.

### *Competências Necessárias*

Experiência em projeto e análise térmica de sistemas para uso espacial. Conhecimento em projeto de sistemas ópticos e análise termoelástica.

## **2.d) Eletrônica Digital de Processamento de Dados para Instrumentos Imageadores de Sensoriamento Remoto**

### *Introdução*

A cada nova geração de instrumentos imageadores embarcados para aplicações em Sensoriamento Remoto, existe uma tendência de aprimoramento nas resoluções espacial, radiométrica e espectral, além de um aumento da largura da faixa imageada. Consequentemente, o volume de dados processados tende a aumentar consideravelmente. Este aumento na taxa de processamento tem impacto nos requisitos de desempenho dos circuitos digitais e no consumo de potência do próprio instrumento imageador. Adicionalmente, o aumento na taxa de dados se reflete diretamente ou indiretamente em

outros subsistemas embarcados assim como no segmento solo. Como exemplos de requisitos afetados, pode-se citar a taxa de transmissão dados, a capacidade de armazenamento e o consumo. A solução usualmente utilizada para contornar estes problemas é a compressão de dados, uma tecnologia que não é recente, porém que ainda não pode ser considerada dominada no âmbito do Programa Espacial Brasileiro.

Para se ter uma base da evolução dos instrumentos imageadores, lista-se na Tabela 1 as especificações das duas gerações de instrumentos desenvolvidos no Brasil para o programa CBERS.

Tabela 1 - Comparação entre as duas gerações de instrumentos brasileiros do programa CBERS

<b>Geração</b>	<b>Instrumento</b>	<b>Características</b>	<b>Taxa de Dados (Mbit/s)</b>	<b>Consumo Total* (W)</b>
<b>CBERS 1, 2 e 2B</b>	WFI	resolução: 256 m faixa: 900 km bandas: 2 níveis dig.: 256	1,1	10
<b>CBERS 3, 4 e 4A</b>	MUX	resolução: 20 m faixa: 120 km bandas : 4 níveis dig.: 256	64	77
	WFI	resolução: 70 m faixa: 900 km bandas: 4 níveis dig.: 1024	50	110

\* Modo imageamento, com heaters ligados.

Percebe-se o impacto significativo provocado nos requisitos de taxa de dados e no consumo como resultado do aprimoramento nos requisitos de imageamento. Deve-se ressaltar que o desenvolvimento destes instrumentos possibilitou um avanço no domínio de novas tecnologias mas, por outro lado, evidenciou dificuldades que podem ser consideradas com pontos limitantes para futuros projetos. Dois pontos importantes que foram identificados são, primeiramente, a taxa de processamento de dados digitais e, em segundo lugar, o consumo. No caso dos requisitos de taxa de processamento, algumas especificações de desempenho foram marginalmente cumpridas. No segundo caso, existe a necessidade de se dominar novas tecnologias como, por exemplo, a de sistemas integrados em um único componente (SoC de System on Chip), associados à redução nas tensões de alimentação, de forma a reduzir o consumo.

Como referência do estado da arte, no que se refere ao desenvolvimento de instrumentos imageadores embarcados, lista-se na Tabela -2 as especificações do Sentinel-2, desenvolvido dentro do programa Copernicus da ESA.

Tabela 2 - Especificações do instrumento Sentinel-2 do programa Copernicus da ESA

<b>Características</b>	<b>Taxa de Dados (Mbit/s)</b>	<b>Consumo Total (W)</b>
resoluções: 10, 20 e 60 m faixa: 290 km bandas: 13 níveis digitais: 4096	450*	266

\* Resultante de compressão 3:1 com o emprego de transformada com perdas, baseada em wavelets.

Comparando as especificações do instrumento Sentinel-2 com a segunda geração de instrumentos brasileiros da Tabela 1, ressalta-se o aumento significativo na taxa de dados, que torna imprescindível o emprego de compressão. Por outro lado, o aumento no consumo não se mostra tão relevante quanto o observado entre a primeira e a segunda geração de instrumentos da Tabela 1.

Os fatos até aqui expostos indicam uma urgente necessidade de avançar no domínio de tecnologias associadas ao processamento de dados digitais de alto desempenho para aplicações espaciais embarcadas. Dentro deste escopo são apresentados, a seguir, os requisitos para nortear este processo.

#### *Requisitos técnicos*

- Número de canais (bandas): 5
- Taxa de dados por canal: 10 Mpixel/s
- Digitalização: 10 bits/pixel
- Taxa total de processamento: 500 Mbit/s
- Taxa de compressão: 2:1 sem perdas e 4:1 com pequenas perdas (PSNR > 50 dB)
- Formatação: Os dados dos cinco canais devem de multiplexados e empacotados de forma a serem integralmente recuperados após sua transmissão através de uma única linha de dados seriais. O formato do empacotamento fica a critério do projetista.
- Consumo: < 10 W

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas três revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+12 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

### *Produtos Esperados*

Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.

A documentação deste desafio deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Demonstração por meio de simulação e de ferramentas de *software* de que o projeto satisfaz os requisitos de performance (RP);
- Descrição geral do projeto e demonstração que o requisito de consumo será cumprido (RP);
- Pasta de fabricação contendo todos os layouts, esquemas elétricos, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- Plano de fabricação, montagem e testes (RP);
- Procedimentos de ajuste e teste (RP);
- Procedimento de montagem (RP);
- Relatório de testes funcionais (RF);
- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP e RF).

Visando a demonstração conceitual dos requisitos de especificação, duas montagens em hardware devem ser desenvolvidas.

- Na primeira, os dados dos cinco canais devem se simplesmente multiplexados e empacotados antes de serem serializados.
- Na segunda, os dados são comprimidos individualmente por canal, antes de serem multiplexados, empacotados e serializados.

A verificação funcional deverá ser efetuada com o emprego de um sistema de testes que possibilite tanto a geração de imagens como a sua recuperação a partir dos dados serializados.

### *Competências Necessárias*

Este projeto requer demonstrada competência na área de eletrônica digital de alto desempenho.

### **3- Propulsão**

*Tecnologia e infraestrutura para desenvolvimento de propulsores para blocos de aceleração de apogeu*

*Satélites em órbitas geoestacionárias são utilizados majoritariamente para comunicações e em menor grau para observações meteorológicas. Esta órbita é assim designada, porque os satélites que nela trafegam completam uma órbita no período de 24 horas, o mesmo período de rotação da Terra em torno do seu eixo. Para um observador na superfície terrestre a elevação e azimute do satélite são fixas. Desta forma a visibilidade do satélite é constante e perene não havendo necessidade de antenas de rastreamento ou busca por outros satélites em visibilidade.*

*Por razões associadas à otimização do impulso necessário à inserção deste tipo de satélites em sua órbita operacional resulta que o satélite deve ser equipado com um bloco de aceleração com capacidade de incremento de velocidade da ordem de 1800 m/s. Levando em conta este incremento de velocidade, a massa bruta do satélite e as manobras de inserção resultam que o propulsor mais apropriado para esta manobra é o propulsor bipropelente com empuxo entre 400 N e 800N.*

*Neste documento são apresentadas as demandas tecnológicas para a capacitação na produção de um propulsor capaz de atender a esta necessidade.*

*Os desafios tecnológicos associados à produção de blocos de aceleração de apogeu de satélites geoestacionários são descritos a seguir. A unidade propulsiva é composta de três componentes principais que requerem técnicas específicas de projeto e produção e que podem ser desenvolvidos de forma razoavelmente independente. Para cada um destes componentes é apresentada uma descrição dos requisitos funcionais e operacionais e os principais desafios de projeto, produção e materiais requeridos para atender estes requisitos.*

*Em projetos anteriores realizados no INPE, com o apoio da FAPESP e da AEB e participação de pequenas empresas voltadas para tecnologias inovadoras, foram projetados e construídos protótipos como pesquisa básica e prova de conceito destes componentes. Os resultados obtidos foram altamente promissores e permitem prever com elevado grau de confiança a qualificação dos processos de produção destes componentes atendendo a todos os requisitos operacionais e de confiabilidade a componentes similares utilizados nos programas operacionais. Agora o objetivo é aumentar a maturidade tecnológica deste sistema, estando mais próximo da qualificação necessária para poder operar em voo.*

*Do ponto de vista de complexidade de projeto e processos, propriedades mecânicas e térmicas dos materiais envolvidos o projeto de um propulsor bipropelente pode ser decomposto em 3 componentes principais: as válvulas de controle de fluxo dos propelentes, a placa de injeção dos propelentes e a câmara de empuxo. A integração destes componentes é também uma atividade importante e requer tarefas específicas que envolvem o acoplamento térmico (condução, convecção e radiação) entre os componentes e acoplamento mecânico através de juntas flangeadas ou soldadas.*

*Além disso, a caracterização da mistura comburente requer também uma bancada dedicada. Esta bancada é utilizada em testes a frio (sem combustão dos propelentes) dos elementos injetores individuais, dos labirintos de distribuição dos propelentes e da placa injetora completa.*

### **3.a) Válvulas de controle de fluxo de propelentes**

#### *Introdução*

*As válvulas de controle de fluxo de propelentes em propulsores de blocos de aceleração de apogeu são válvulas acionadas por bobinas magnéticas e do tipo normalmente fechadas. As válvulas são conectadas à entrada da placa de injeção, uma para cada linha de propelente. Cada válvula tem apenas dois estados: aberto ou fechado. A pressão dos fluidos a montante das válvulas é a pressão dos tanques de propelente. A pressão a jusante da válvula varia com o estado de operação do propulsor.*

*Os requisitos funcionais das válvulas estão relacionados à pressão de alimentação dos propelentes, tempos de abertura e fechamento para operação correta do propulsor e conformidade com todas as cargas mecânicas, térmicas e eletromagnéticas ao longo do todo o ciclo de integração do satélite, acoplamento ao veículo lançador, operação de lançamento e acionamento durante as manobras para inserção do satélite em sua órbita operacional.*

#### *Requisitos técnicos*

*Os requisitos técnicos das válvulas podem ser classificados em diversas categorias: compatibilidade de materiais, estanqueidade, tempos de abertura e fechamento, ambiente operacional, minimização de massa e potência elétrica demandada e confiabilidade.*

*Os materiais utilizados no projeto e fabricação das válvulas deverão ser compatíveis com os propelentes: hidrazina grau monopropelente, monometil hidrazina e tetróxido de nitrogênio e com os fluidos de trabalhos utilizados em operação de testes e limpeza: álcool isopropílico e gases de alta pureza.*

*Em todas as condições de operação a taxa de vazamento externa (com gás de teste Hélio) deverá ser inferior a  $1e-6$  Pa·L/s. A taxa de vazamento interna (selo) deverá ser inferior a  $1e-4$  Pa·L/s. A válvula deverá operar no vácuo e em ambiente de pressão interna e externa de até 5 MPa.*

*A conexão entre a válvula e a placa injetora deverá ser rosca.*

*A perda de carga da válvula deverá ser inferior a 0.05 MPa para vazão de 120 ccps (utilizando água como fluido de teste).*

*A bobina de acionamento da válvula será alimentada por fonte de corrente contínua com tensão entre 21 e 35 V.*

*Os tempos de abertura e fechamento das válvulas devem ser inferiores a 25 ms e as diferenças entre diferentes válvulas devem ser menores que 5 ms.*

*A massa total da válvula e o consumo de potência elétrica devem ser minimizados.*

#### *Produtos esperados*

*Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.*

*Entrega de protótipo do sistema.*

*O prazo total do projeto é de 24 meses. Ao longo deste período deverão ser entregues documentos, corpos de prova e protótipos de teste que comprovem os progressos alcançados e o progressivo atendimento a todos os requisitos de projeto e produção dos itens contratados. O cronograma de entregas proposto é descrito a seguir:*

*T0 + 3 meses: Fornecimento de todo o WBS para este equipamento seguindo padrão nacional.*

*T0 + 6 meses: Projeto detalhado com memorial de cálculo e análises mecânica, térmica e elétrica.*

*T0 + 12 meses: Entrega de 2 protótipos funcionais e projeto detalhado revisado.*

*T0 + 18 meses: Entrega de 4 unidades finais sendo duas submetidas a testes de ciclo de vida juntamente com os relatórios de testes de protótipos funcionais.*

*T0 + 24 meses: Entrega de relatório final de testes de ciclo de vida das válvulas e parâmetros de desempenho.*

#### *Competências necessárias*

*Para satisfazer os requisitos técnicos de projeto e produção das válvulas o proponente deverá demonstrar competência técnica em diversas áreas.*

*Projeto, análise e testes de circuitos magnéticos de alta eficiência e confiabilidade. Análise de forças magnéticas em regime transitório e permanente e com relutância magnética variável.*

*Caracterização de compatibilidade química e insensibilidade dos materiais de fabricação com os fluidos de trabalho (hidrazina grau monopropelente, monometil hidrazina e tetróxido de nitrogênio) e fluidos de testes (álcool isopropílico e gases de alta pureza).*

*Realizar soldas (laser, feixe de elétrons e TIG) com alto grau de estanqueidade com mínimas alterações nas propriedades magnéticas dos materiais utilizados na fabricação das válvulas.*

*Dimensionar, projetar e produzir molas de atuação e selos de vedação que operem em amplas faixas de carga, em elevados números de ciclos.*

### ***3.b) Placa injetora de propulsor bipropelente de baixo empuxo***

#### *Introdução*

A placa de injeção de propelente em um propulsor bipropelente tem a função de introduzir os propelentes na câmara de empuxo e promover a mistura dos mesmos de forma que o processo de combustão seja eficiente e o tempo de residência dos propelentes no interior da câmara seja minimizado. É também função da placa de injeção promover a distribuição da taxa de liberação de energia no interior da câmara de empuxo de forma a minimizar a carga térmica aplicada à parede da câmara de empuxo.

O projeto do labirinto de distribuição dos propelentes e elementos injetores deve também minimizar riscos de obstrução de canais de passagem e evitar reação dos propelentes em passagem ou cavidades internas à placa de injeção.

O fornecedor deste equipamento deverá também prover a integração à câmara de empuxo.

A junção com as válvulas de controle de propelentes deverá ser feita através de juntas roscadas.

### *Requisitos técnicos*

Os requisitos técnicos a serem atendidos no projeto de uma placa injetora de propulsor bipropelente para uso em bloco de aceleração de manobra de apogeu de satélite geostacionário estão relacionados à eficiência energética do propulsor e à proteção térmica da parede da câmara de empuxo.

#### 1. Pressão de operação e perda de carga da placa de injeção:

A placa de injeção deverá ser projetada para operar com perda de carga de injeção de 0,5 MPa. A pressão da câmara de empuxo deverá ser de 1,0 MPa. Para fins de testes a pressão de alimentação dos propelentes poderá variar de 1,2 a 3,0 MPa.

#### 2. Qualidade da atomização e distribuição do fluxo de massa e da razão de mistura dos propelentes:

A razão de mistura dos propelentes deverá ser estratificada radialmente. Na região central a razão de mistura deverá ser igual à razão estequiométrica para os propelentes em questão. Na região periférica a razão de mistura não deverá ultrapassar o valor de 0,5 do valor na região central. O valor médio da razão de mistura, ponderado pelo fluxo de massa deverá ser de 2/3 da razão de mistura estequiométrica.

#### 3. Eficiência energética:

A eficiência energética do propulsor é medida pelo impulsor específico obtido. Tomando como referência um bocal com razão de áreas de expansão de 200:1 a velocidade efetiva de ejeção dos propelentes deverá ser superior a 3000 m/s.

#### 4. Proteção térmica da câmara de empuxo:

A distribuição de razão de mistura dos propelentes próximo à parede deverá ser tal que a temperatura externa da câmara de empuxo não ultrapasse o valor de 1500 graus Celsius após a distribuição de temperatura na parede da câmara atingir o regime estacionário.

#### 5. Tempo de funcionamento e impulso total:

O propulsor deverá ser capaz de efetuar tiros contínuos com duração de até 3000 segundos. Cada unidade completa de propulsor (válvula, placa injetora e câmara de empuxo) deverá ser capaz de gerar impulso total de no mínimo  $4,5 \times 10^6$  Ns.

#### 6. Hermeticidade e separação dos propelentes nos labirintos de passagem e elementos injetores

Considerando que os propelentes utilizados formam pares hipergólicos (portanto apresentam ignição espontânea ao entrarem em contato em temperatura ambiente), o projeto e os processos de fabricação devem evitar que em todos os modos operacionais haja contato entre os propelentes nas tubulações de alimentação ou canais de passagem no interior da placa de injeção.

### *Produtos esperados*

*Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.*

*Entrega de protótipo do sistema.*

O projeto terá a duração de 24 meses. Ao longo da execução do projeto deverão ser entregues os seguintes documentos, protótipos e equipamentos, com o cronograma proposto:

T0 + 3 meses: Fornecimento de todo o WBS para este equipamento seguindo padrão nacional.

T0 + 6 meses: Memorial de cálculo das diferentes configurações de elementos injetores, projeto de fabricação dos protótipos e planos de testes dos mesmos.

T0 + 12 meses: Relatório de testes e análise de desempenho dos elementos injetores. Projeto detalhado de fabricação da placa injetora para um propulsor com empuxo de 400 N.

T0 + 15 meses: Deverão ser entregues 2 unidades para testes, integradas juntamente com a câmara de empuxo. Estas unidades deverão ser conectadas à câmara de empuxo através de flanges.

T0 + 18 meses: Entrega de 1 placa injetora integrada com a câmara de empuxo para testes de tiro em banco. Esta unidade será conectada à câmara de empuxo através de junta soldada.

T0 + 24 meses: Relatório final de campanha de testes e avaliação global de resultados obtidos.

### *Competências necessárias*

Para realizar a contento todas as tarefas relacionadas à execução do projeto a proponente deverá demonstrar capacitação técnica nas seguintes áreas:

Dimensionar, projetar e testar injetores centrífugos com perda de carga e vazões especificadas.

Análise detalhada de escoamentos em labirintos e geometrias complexas.

Processos de fabricação envolvendo usinagem, eletroerosão, impressão tridimensional (todos em ligas metálicas) para a produção dos labirintos de distribuição e elementos de injeção.

Processos de solda por difusão no estado sólido, soldagem a laser, soldagem por feixe de elétrons e TIG para a integração da placa de injeção e junção com a câmara de empuxo.

Técnicas de medidas precisas de distribuição e análise de fluxo de massa e composição de jatos de atomização de placas injetoras.

### **3.c) Câmara de empuxo de propulsor bipropelente para bloco de aceleração de apogeu**

#### *Introdução*

A câmara de empuxo de um propulsor para bloco de aceleração de apogeu é um componente de elevada complexidade de fabricação.

#### *Requisitos técnicos*

Para satisfazer os requisitos de desempenho energético a câmara deve em regime por longos períodos de tempo a temperatura de até 1500°C e submetida a pressão interna de até 1,5 MPa. A câmara deve operar por períodos de até 1 hora e tempo acumulado de operação até 10 horas.

Deverá ser provido pelo lado externo da câmara, próximo da placa injetora, um bloqueio ótico contra radiação térmica da câmara de empuxo para a proteção térmica das válvulas e placa injetora.

As paredes, interna e externa, da câmara de empuxo deverão ser recobertas interna e externamente com camada protetora antioxidante resistente aos produtos de combustão de monometil hidrazina e tetróxido de nitrogênio com razão de mistura dos propelentes (oxidante/combustível) variando entre 0,5 e 2,5.

O bocal de expansão da câmara de empuxo deverá ter razão de área de saída para área de garganta de 200:1. O perfil do bocal de expansão deverá aproximar o perfil ótimo de expansão. O coeficiente de empuxo do bocal de expansão deverá ter desvio máximo de 5% em relação ao perfil ótimo para a razão de áreas de 200:1

#### *Produtos esperados*

*Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.*

*Entrega de protótipo do sistema.*

O prazo total de execução do projeto é de 24 meses.

Ao longo da execução do projeto deverão ser apresentados e entregues os seguintes documentos, protótipos ou equipamentos, com o cronograma proposto:

T0 + 3 meses: Fornecimento de todo o WBS para este equipamento seguindo padrão nacional.

T0 + 6 meses: Deverão ser apresentados os corpos de provas para todos os processos utilizados na produção da câmara de empuxo; forjamento de barras de nióbio, usinagem de perfis de câmara de combustão e secção inicial do divergente do bocal, conformação de chapa fina em perfil parabólico para extensão da secção divergente da câmara de empuxo, soldagem da extensão do bocal de expansão à secção inicial do bocal divergente e recobrimento das superfícies interna e externa da câmara de combustão com camada de proteção anti-oxidante.

T0 + 15 meses: Deverão ser entregues 2 unidades de câmaras de empuxo para testes da unidade completa do propulsor. O bocal de expansão destas unidades deverá ter razão de

áreas de expansão mínima de 20:1. Estas unidades deverão ser fabricadas em liga de nióbio, ter recobrimento interno e externo em alumineto de nióbio e serão conectadas às placas injetoras através de flanges.

T0 + 18 meses: Deverá ser entregue uma unidade de câmara de empuxo com bocal de expansão na geometria final de razão de expansão de 200:1. O bocal será conectado à placa de injeção através de junta soldada.

T0 + 24 meses: Entrega de relatório final de testes de tiro em banco do propulsor integrado.

#### *Competências necessárias*

A câmara de empuxo de um propulsor bipropelente para bloco de aceleração de apogeu opera em condições mecânicas e de carga térmica extrema. O projeto requer detalhamento dos mecanismos de proteção térmica e resistência mecânica.

Os requisitos de desempenho requerem que a temperatura de trabalho da câmara de empuxo seja a mais elevada possível.

O proponente deverá ter experiência nas diversas operações mecânicas e térmica relacionadas à produção do bocal utilizando liga de nióbio e recobrimento interno e externo com camada protetora anti-oxidante de alumineto de nióbio. Os processos mecânicos são forjamento, usinagem de precisão e conformação de chapas de espessura inferior a 0,5 mm.

O proponente deverá também demonstrar experiência e ter acesso a equipamentos que permitam a soldagem da câmara de empuxo ao bocal de expansão e soldagem do completo à placa de injeção.

### **3.d) Bancada de testes de injetores com regulagem da pressão de descarga**

#### *Introdução*

A bancada de testes de injetores com regulagem de pressão de saída atende às necessidades de caracterizar os efeitos da pressão de saída nas propriedades de atomização dos propelentes.

Para fluidos incompressíveis as características de vazão dos injetores dependem principalmente da geometria do elemento injetor e da diferença de pressão a montante e a jusante do injetor.

Já a qualidade da atomização é fortemente influenciada pelo valor absoluto da densidade do meio gasoso na região de descarga do injetor. A densidade do meio gasoso por sua vez depende massa molecular, da temperatura e da pressão local. A pressão de saída é o parâmetro de fácil controle para alterar a densidade do meio gasoso na região de descarga do injetor.

#### *Requisitos técnicos*

A bancada de testes deverá permitir a realização de testes de elementos injetores e placas injetoras operando com vazão de líquido entre 5 ml/s e 100 ml/s.

A linha de alimentação da bancada deverá ser instrumentada com medidores de vazão para a faixa de 1 ml/s a 100 ml/s e medidores de pressão para faixa de 0,1 MPa a 3,0 MPa.

A bancada deverá ter dois reservatórios separados de fluidos de teste, cada um com volume mínimo de 15 litros. Cada reservatório deverá ser equipado com dispositivos que permitam determinar a quantidade de fluido de teste restante. Os reservatórios deverão ser dimensionados para pressão de prova superior a 5,0 MPa e pressão ruptura superior a 10,0 MPa.

O sistema de controle de pressão dos reservatórios de testes deverá ser capaz de manter a pressão de prova estabelecida com precisão melhor que 0,0001 MPa para todas as faixas de vazão para testes com consumo total de fluido de propelentes de até 10 litros.

O sistema de fixação dois itens de testes (elementos injetores e placas injetoras completas) deverá ser provido de dispositivo que permita o deslocamento preciso em dois eixos ortogonais (plano horizontal) e alinhamento em relação ao eixo vertical.

O dispositivo de teste deverá ser montado em invólucro com pressão controlável na faixa de 0,1 MPa a 1 MPa. O invólucro deverá ser provido de janela para observação do jato de atomização. Deverá também prover escoamento de cortina de jato laminar de gás para arrastar excesso flutuante de nuvem de atomização.

Um sistema de iluminação estroboscópico sincronizável entre 10 Hz e 1 kHz deverá ser montado para visualizar o jato de atomização e detectar possíveis oscilações periódicas dos jatos de atomização.

#### *Produtos esperados*

*Documentação e revisões de projeto de acordo com a Descrição de Trabalho.*

*Entregas necessárias, e cronograma proposto:*

T0 + 3 meses: Fornecimento de todo o WBS para este equipamento seguindo padrão nacional.

T0+6 meses: Entrega de projeto conceitual da bancada incluindo diagrama de montagem de todos os equipamentos e descrição de características funcionais e técnicas de todos os equipamentos incluídos.

T0 + 12 meses: Entrega de projeto final de fabricação e montagem da bancada de testes.

T0 + 24 meses: Entrega de bancada montada incluindo relatório final de verificação operacional e manual de operação.

#### *Competências necessárias*

Para executar a contento as tarefas requeridas neste projeto o proponente deverá demonstrar as seguintes competências técnicas.

Técnica em projeto e montagem de sistemas hidráulicos e pneumáticos envolvendo controle e medidas precisas de vazão e pressão de líquidos e gases.

Projeto e montagem de sistema de visualização e caracterização de jatos de atomização de líquidos operando em regime transitório e regime estacionário.

Caracterização da nuvem de atomização de injetores de líquidos com vazão de injeção de até 100 ml/s.

#### **4- TT&C - Transponder digital e antena**

##### *Transponder TT&C utilizando plataforma digital*

O transponder de telemetria, telecomando e rastreamento (TT&C) de um satélite de órbita baixa (LEO), tipicamente em torno de 800 km de altura, faz interface com o computador de bordo do satélite (OBDH), sendo composto de um receptor, um transmissor e diplexer. A função do transponder TT&C, basicamente, é realizar a demodulação a bordo do sinal de subida (proveniente da estação terrena) em Banda S (2025-2120 MHz), entregando os telecomandos ao OBDH, e modular também em banda S (2200-2300 MHz) o sinal de telemetria, proveniente do OBDH, a ser transmitido para a estação terrena.

Além disso, o transponder também realiza a função de Ranging, onde um sinal enviado pela estação terrena é recebido pelo transponder, convertido em frequência, filtrado, amplificado e combinado com o sinal de telemetria para ser transmitido para a estação terrena. Tal função permite medições orbitais do satélite, quando as portadoras de subida e descida são coerentes em fase.

Considerando essas funções do transponder descritas, existe uma tendência adotada pelos fornecedores internacionais de que o equipamento seja projetado da forma mais modular possível, fazendo com que o produto possa ser adequado às mais variadas missões, por meio da flexibilidade de seus parâmetros internos.

Tal flexibilidade só é atingida por meio do processamento digital do sinal, tanto no receptor quanto do transmissor, das componentes em banda base. Essa técnica permite que um único produto possa ser adaptado no que diz respeito ao seu sistema de modulação, codificação, filtragens, frequências de operação, etc., através de modificações em seu firmware. Por meio dessa prática, uma redução significativa em custos e prazos é atingida.

##### *Antena TT&C*

O subsistema TT&C (Telemetria e Telecomando) de um satélite de órbita baixa (tipicamente em torno de 800 km de altura), opera com uma antena com polarização circular e feixe largo, de modo a atingir uma cobertura aproximadamente global do espaço.

Assim, o subsistema de comunicações de serviço requer uma cobertura quase omni direcional para recepção (2025- 2200) MHz e para transmissão (2200-2300)MHz. Usualmente, esta cobertura é obtida usando um par antenas, uma com polarização à direita (RHCP) e outra à esquerda (LHCP). Uma antena é montada apontando para a terra e a outra aponta na direção oposta.

As antenas TT&C devem prover as seguintes funções:

- garantir a recepção do sinal de RF transmitido pela estação terrena (telecomandos), em um ângulo sólido próximo de  $2\pi$  esferorradianos;
- prover a irradiação para a estação terrena do sinal de RF com os dados da telemetrias, gerado pelo subsistema de TT&C do satélite, em um ângulo sólido próximo de  $2\pi$  esferorradianos.

#### 4.a) Receptor para transponder TT&C utilizando plataforma digital

##### Introdução

Propõe-se o projeto de um receptor para transponder TT&C utilizando plataforma digital, cumprindo com as recomendações apresentadas em ECSS-E50-05.

Basicamente, como apresentado no diagrama em blocos, o sinal de subida, modulado em PM/BPSK/NRZ pelo telecomando, passa por um amplificador de baixo ruído (LNA) sendo em seguida convertido para baixo na frequência intermediária (FI). O Oscilador Local, utilizado nessa conversão, deve possuir baixo ruído de fase e baixa emissão de espúrios. Um controle automático de ganho (AGC) é implementado de forma a manter a relação sinal/ruído constante na entrada do conversor analógico digital (ADC), minimizando assim o ruído de quantização do sinal amostrado. Após convertidas, as amostras digitalizadas do sinal são processadas pela FPGA (*Field Programmable Gate Array*) para recuperação da portadora e demodulação PM/BPSK/NRZ, entregando, enfim, o sinal de TC ao OBDH (padrão RS422).

Além disso, o receptor também deverá, juntamente com o transmissor, ser capaz de ter a função *ranging* e modo de operação coerente.

O protótipo a ser desenvolvido deve também prover os necessários conversores DC/DC para alimentação dos diversos modos do receptor, interfaceando com o BUS do satélite. O diplexer a ser integrado com o transmissor também deverá ser provido.

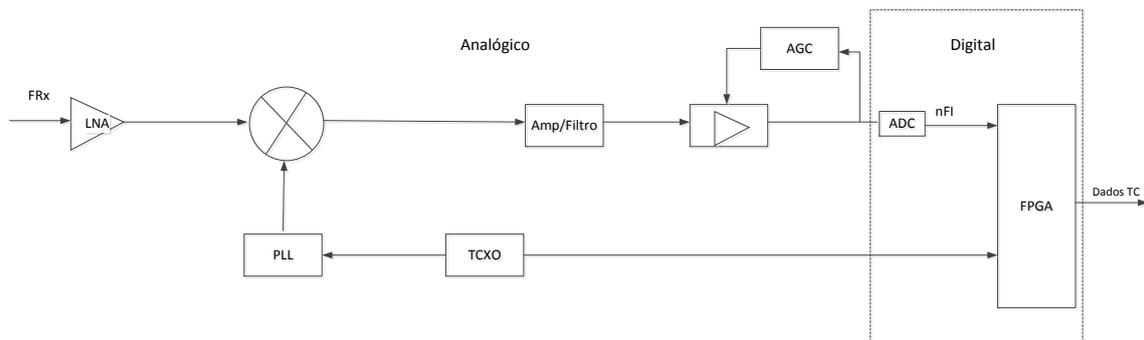


Figura 1 – Receptor de Transponder TT&C utilizando plataforma digital

##### Requisitos técnicos

Os requisitos estão atrelados aos padrões e recomendações internacionais, conforme ECSS-E50-05. De forma geral, são apresentados abaixo os requisitos principais do receptor:

Range de frequência de recepção: 2025 - 2120 MHz

Potência de entrada RF: -128 a -50 dBm

Demodulação: Conforme ECSS-E50-05

Figura de Ruído do LNA: máximo de 1,5 dB

Taxa de erro de bit: menor que  $1E-5$ , para potência de entrada de -112 dBm

Requisitos Diplexer:

- Perda de inserção Canal Rx (range  $\pm 5\text{MHz } F_{Rx}$ ) :  $\leq 1$  dB
- Perda de inserção Canal Tx (range  $\pm 5\text{MHz } F_{Tx}$ ):  $\leq 1$  dB
- Perda de retorno Rx e Tx:  $\geq 16$  dB
- Livre de efeito Corona e *Multipaction*

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas três revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+12 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

### *Produtos esperados*

a) Protótipos: deve ser entregue 01 Modelo de Engenharia do receptor do Transponder e 01 Diplexer.

b) Documentação a ser entregue: deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Demonstração por meio de simulação e de ferramentas de *software* de que o projeto satisfaz os requisitos de performance (RP);
- Descrição geral do projeto e demonstração de que os requisitos serão cumpridos (RP);
- Pasta de fabricação contendo todos os layouts, esquemas elétricos, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- lista de processos e respectivos documentos de qualificação dos processos(RP);
- Plano de fabricação, montagem e testes (RP);
- Procedimentos de ajuste e teste (RP);
- Procedimento de montagem (RP);
- Relatório de testes funcionais;

- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP e RF).

#### *Competências necessárias*

Recursos humanos: um engenheiro sênior (coordenador técnico), um engenheiro de software, um engenheiro eletrônico e um técnico eletrônico com experiência em equipamentos de uso espacial.

Recursos computacionais: software de simulação de circuitos e sistemas de comunicação (ADS ou similar)

Recursos mínimos necessários para montagem e ajustes do RX:

- Analisador de redes vetorial, operando em Banda S
- Analisador de sinais vetoriais
- Analisador de espectro
- Medidores de potência e frequência
- Gerador de sinais vetoriais
- kit de montagem de conectores SMA/cabos semi rígidos

### **4.b) Transmissor para transponder TT&C utilizando plataforma digital**

#### *Introdução*

Propõe-se o projeto de um transmissor para transponder TT&C utilizando plataforma digital, cumprindo com as recomendações apresentadas em ECSS-E50-05.

Basicamente, como apresentado no diagrama em blocos, o sinal de telemetria, provindo do OBDH (padrão RS 422), será filtrado, processado e modulado de acordo com um dos métodos recomendado em ECSS-E50-05. Dessa forma, devido ao fato dessa operação ser realizada digitalmente através da FPGA (*Field Programmable Gate Array*), o sistema de comunicação poderá ser adaptado de acordo com o canal e a missão ao qual o transmissor se destina. Em seguida, as amostras I e Q passam por um conversor digital/analógico DAC para alimentarem o modulador vetorial. Por fim, o sinal modulado passa por um módulo de amplificação para atingir a potência de saída especificada.

Além disso, o transmissor também deverá, juntamente com o receptor, ser capaz de ter a função *ranging* e modo de operação coerente.

O protótipo a ser desenvolvido deve também prover os necessários conversores DC/DC para alimentação dos diversos modos do receptor, interfaceando com o BUS do satélite.

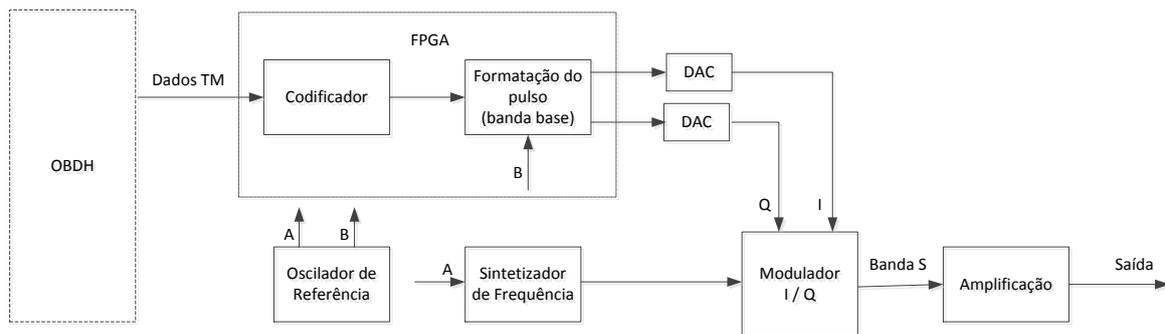


Figura 1 – Transmissor de Transponder TT&C utilizando plataforma digital

### Requisitos técnicos

Os requisitos estão atrelados aos padrões e recomendações internacionais, conforme ECSS-E50-05. De forma geral, são apresentados abaixo os requisitos principais do transmissor:

Range de frequência de transmissão: 2200 - 2300 MHz

Potência de Saída RF: 5W

Taxa de bits: 4 kbps a 1280 kbps (ajustadas antes da montagem, tanto taxa nominal quanto taxa de emergência)

Espúrios:  $\leq -60$  dBc, fora da banda do sinal

Modulação: Conforme ECSS-E50-05

Filtragem: deve ser implementada digitalmente e estar conforme ECSS-E50-05

Desbalanceamentos: +/- 0,2 de amplitude e 2º de fase

Ruído de Fase: 2º integrado de 10Hz a 100 kHz

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas três revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+12 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

### Produtos esperados

a) Protótipos: deve ser entregue 01 Modelo de Engenharia do transmissor do Transponder.

b) Documentação a ser entregue: deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Demonstração por meio de simulação e de ferramentas de *software* de que o projeto satisfaz os requisitos de performance (RP);
- Descrição geral do projeto e demonstração de que os requisitos serão cumpridos (RP);
- Pasta de fabricação contendo todos os layouts, esquemas elétricos, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- Lista de processos e respectivos documentos de qualificação dos processos (RP);
- Plano de fabricação, montagem e testes (RP);
- Procedimentos de ajuste e teste (RP);
- Procedimento de montagem (RP);
- Relatório de testes funcionais;
- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP e RF).

#### *Competências necessárias*

Recursos humanos: um engenheiro sênior (coordenador técnico), um engenheiro de software, um engenheiro eletrônico e um técnico eletrônico com experiência em equipamentos de uso espacial

Recursos computacionais: software de simulação de circuitos e sistemas de comunicação (ADS ou similar)

Recursos mínimos necessários para montagem e ajustes do TX:

- Analisador de redes vetorial, operando em Banda S
- Analisador de sinais vetoriais
- Analisador de espectro
- Medidores de potência e frequência
- Gerador de sinais vetoriais
- Kit de montagem de conectores SMA/cabos semi rígidos

#### **4.c) Antena TT&C**

“Antena com polarização circular e feixe largo, operando em banda S para uso em subsistemas TT&C a bordo de satélites”

#### *Introdução*

Para a aplicação em satélites de órbita baixa, a antena tipo hélice quadrifilar tem sido utilizada usualmente. É uma antena tipo meia espira e meio comprimento de onda, alimentada pelo método do balun infinito. Uma antena quadrifilar pode ser descrita como dois elementos bifilares ortogonais alimentados em quadratura de fase. A requerida diferença de fase de 90°

entre os elementos bifilares, necessária para gerar a polarização circular, é obtida usando um circuito híbrido em quadratura para alimentar os elementos bifilares, e a antena é ajustada para sintonizar na faixa de 2000MHz a 2300 MHz para operação.

O desenho ilustrativo da antena é apresentado na Figura 1.

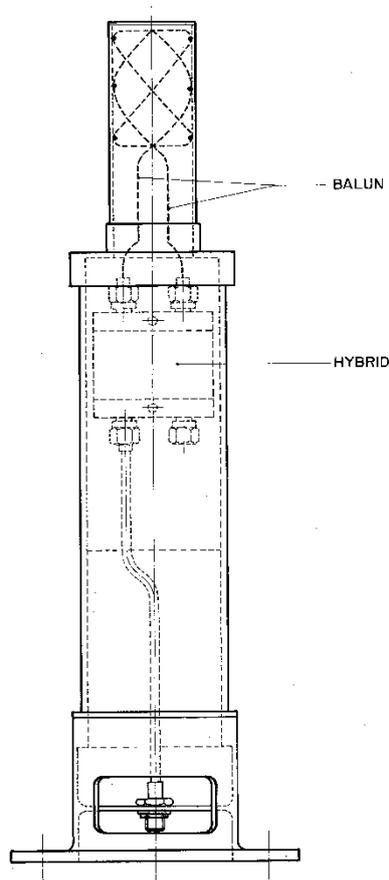


Figura 1 – Antena TT&C – Desenho ilustrativo

A antena propriamente dita deve englobar também um mastro de suporte com altura suficiente para evitar o bloqueio devido a outras estruturas porventura existentes no satélite.

#### *Requisitos técnicos*

- Frequência de operação

- Transmissão: 2204,4 MHz
- Recepção: 2029,885
- BW em cada frequência: 1 % min.

- Polarização

- RHCP (antena “earth face”)

- LHCP (antena “anti earth face”)

- Razão axial

- A razão axial da antena deve ser <4 dB para ângulos até 60° e <6 dB para ângulos entre 60° e 90°, para todos os ângulos  $\Phi$  em azimute.

- Ganho da antena:

$\theta = 0^\circ$	0 dB	< GANHO <	3,5 dB
$\theta = 65^\circ$	-4 dB	< GANHO <	2 dB
$\theta = 105^\circ$	-11 dB	< GANHO <	- 5 dB

- Impedância / VSWR

- A impedância de entrada da antena TT&C deve ser nominalmente 50 ohms, com VSWR máxima de 1,4 nas frequências de operação

- Polarização cruzada

- A polarização cruzada do lóbulo traseiro deve ser < 14 dB para ângulos  $\theta$  entre 120° e 180° , para todos os ângulos  $\Phi$

- Potência de RF em operação: 5 W max.

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas três revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+12 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

#### *Produtos esperados*

- Protótipos: devem ser entregues 02 Modelos de Engenharia da antena, sendo um protótipo RHCP e outro LHCP, ambos montados em seus respectivos suportes.

- Documentação a ser entregue: deverá conter no mínimo o conteúdo listado a seguir, cujas entregas estarão vinculadas às revisões estabelecidas entre parênteses:

- Relatório demonstrativo da exequibilidade do projeto quanto a prazos, tecnologias, infraestrutura e recursos humanos (RE);
- Demonstração por meio de simulação e de ferramentas de *software* de que o projeto satisfaz os requisitos de performance (RP);

- Descrição geral do projeto e demonstração de que os requisitos serão cumpridos (RP);
- Pasta de fabricação contendo todos os layouts, esquemas elétricos, lista de materiais, lista de componentes e fluxograma de fabricação (RP);
- lista de processos (douração, alodyne, etc) e respectivos documentos de qualificação dos processos(RP);
- Plano de fabricação, montagem e testes (RP);
- Procedimentos de ajuste e teste (RP);
- Procedimento de montagem (RP);
- Relatório de testes funcionais, incluindo medidas de ganho e de diagramas de radiação dos protótipos (com transmissora linear girante e transmissoras RHCP e LHCP) (RF);
- Documentos de projeto atualizados (RF);
- Cronograma atualizado (RE, RP e RF).

- Caixas: para armazenamento/transporte dos protótipos das antenas.

#### *Competências necessárias*

Recursos humanos: um engenheiro e um técnico eletrônico com experiência em antenas

Recursos computacionais: software de simulação eletromagnética de alto desempenho (HFSS, CST ou similar)

Recursos específicos para montagem e ajustes das antenas:

- Analisador de redes vetorial, operando em Banda S
- Kit de montagem de conectores SMA/cabos semi rígidos

## **5- Suprimento de energia**

### ***5.a) Conversores DC/DC compactos***

#### *Introdução*

As soluções modernas para o suprimento de energia de satélites artificiais são norteadas por requisitos cada vez mais restritivos como alta eficiência e aumento da relação energia por unidade de volume ou massa (energia específica). Para se atingir esses objetivos, faz-se necessário o uso de tecnologias críticas que, em alguns casos, apresentam um grande desafio na aquisição de componentes com restrição de ITAR (International Traffic and Arms Regulation).

Visando superar essas dificuldades, propõe-se o desenvolvimento de uma série de conversores DC/DC compactos para atender as atuais necessidades de distribuição de potência nos satélites brasileiros.

Conversores DC/DC são dispositivos processadores de energia, capazes de adequar e regular a energia provida por um barramento de potência a seus diversos usuários como computadores de bordo, câmeras imageadoras, giroscópios, sensores inerciais, etc. Eles realizam essa tarefa por meio de uma malha de controle fechada, capaz de regular com grande precisão as tensões necessárias para o correto funcionamento de diversos subsistemas. A Figura 1 ilustra um diagrama de blocos típico de um conversor DC/DC e sua malha de controle.

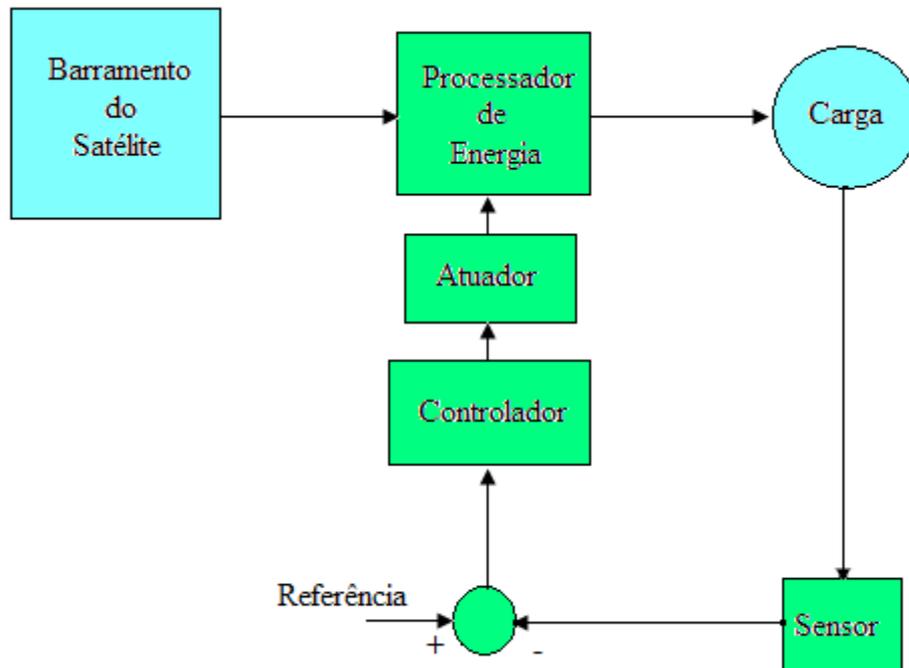


Figura 1 – Diagrama de Blocos de um conversor DC/DC

*Requisitos técnicos*

a) Modelos Físicos

Devem ser fabricados 2 conversores de múltiplas saídas, conforme definidos na tabela abaixo:

Tabela 1 – Modelos Físicos de Conversores

Modelo Físico	Saída #	Tensão (+/-1%)	Corrente Máxima
Conversor 1	1	+12.0V	2A
	2	-12.0V	2A
	3	5.0V	5A
Conversor 2	1	-10.0V	0.5A
	2	-5.0V	0.5A
	3	2.5V	2A

b) Tecnologia dos Componentes

O uso de componentes SMD com equivalentes espaciais qualificados deverá ser usado sempre que possível.

c) Radiação

Espera-se que estes conversores sejam resistentes à radiação. Para se atingir este objetivo, NÃO deverão ser usados componentes RAD-HARD, pois os mesmos também podem vir a sofrer embargos e dessa forma o problema original não estaria resolvido. A solução esperada é, portanto o que se chama DESIGN FOR RADIATION. Em outras palavras, o projeto deverá ser tal que ele contemple os dois itens a seguir, referentes à radiação, da seguinte maneira:

- TID (Total Ionizing Dose): O conversor deverá ser capaz de suportar, no mínimo, uma dose acumulada de 15kRAD. O projeto deverá prover meios de se criar blindagens nos componentes críticos.
- SEU (Single Event Upset): A ocorrência de SEU's deve ser mitigada por meio do projeto, que deve possuir proteções intrínsecas, caso haja a ocorrência deste tipo de evento. Por exemplo, sabe-se que a escolha de certas topologias são mais imunes a SEU do que outras.

d) EMI/EMC

O projeto deve possuir filtros internos de EMI/EMC. O projeto deve atender à norma STD-461-E.

e) Proteções

O conversor deverá ter proteção contra curto na saída e proteção contra "overvoltage" da tensão de saída.

f) Massa e Volume

O conversor deverá ter uma densidade de massa menor que 10g/W e uma densidade de volume maior que 2W/cm<sup>3</sup>.

g) Isolação

O conversor deve possuir isolação entre entrada e saída maior que 100MΩ.

h) Requisitos Gerais de Desempenho:

- Ripple: 1% de Vout pico a pico.
- Spike: 1% Vout pico a pico.
- Regulação da tensão principal: 1%
- Regulação das tensões auxiliares: 10% (com máxima potência na saída principal e a outra saída sem carga).
- Inrush: conforme definido em DA2
- Deverá possuir soft start
- Tensão de entrada: 50.0V +/- 2.0V para o Conversor 1 e 22V a 35V para o Conversor 2
- Eficiência: 80% com carga total.
- O conversor deve ser do tipo PWM com frequência constante, escolhida dentro da faixa 100kHz a 500kHz.

### *Produtos esperados*

Devem ser entregues modelos de engenharia de 2 conversores de múltiplas saídas, conforme tabela 1.

A Figura 2 define as principais etapas do desenvolvimento do produto. Para se verificar o correto andamento do projeto, as seguintes revisões obrigatórias devem ser realizadas, conforme assinaladas na Tabela 2. Além dessas revisões, deverão ocorrer reuniões mensais de acompanhamento ou a qualquer momento em que houver dúvidas ou fatos relevantes no decorrer do ciclo de desenvolvimento do produto.

Tabela 2 – Eventos e Resultados Esperados

<b>REVISÃO</b>	<b>PRODUTO ESPERADO</b>
“Kick-Off Meeting”	Cronograma Detalhado
Revisão do Projeto Elétrico	Esquema Elétrico da Solução Lista de Partes
Revisão do Projeto Mecânico e Térmico	Layout de PCB Desenhos Mecânicos Análise Térmica Procedimento de Fabricação
Revisão de Inspeção e Montagem	Relatório de Fabricação Procedimento de Testes Funcionais Procedimento de Teste de EMI/EMC
Revisão de Testes Funcionais e de EMI/EMC	Relatório de Testes Funcionais Relatório de Testes de EMI/EMC
Revisão Final	Entrega do Produto e Dossiê de Documentação

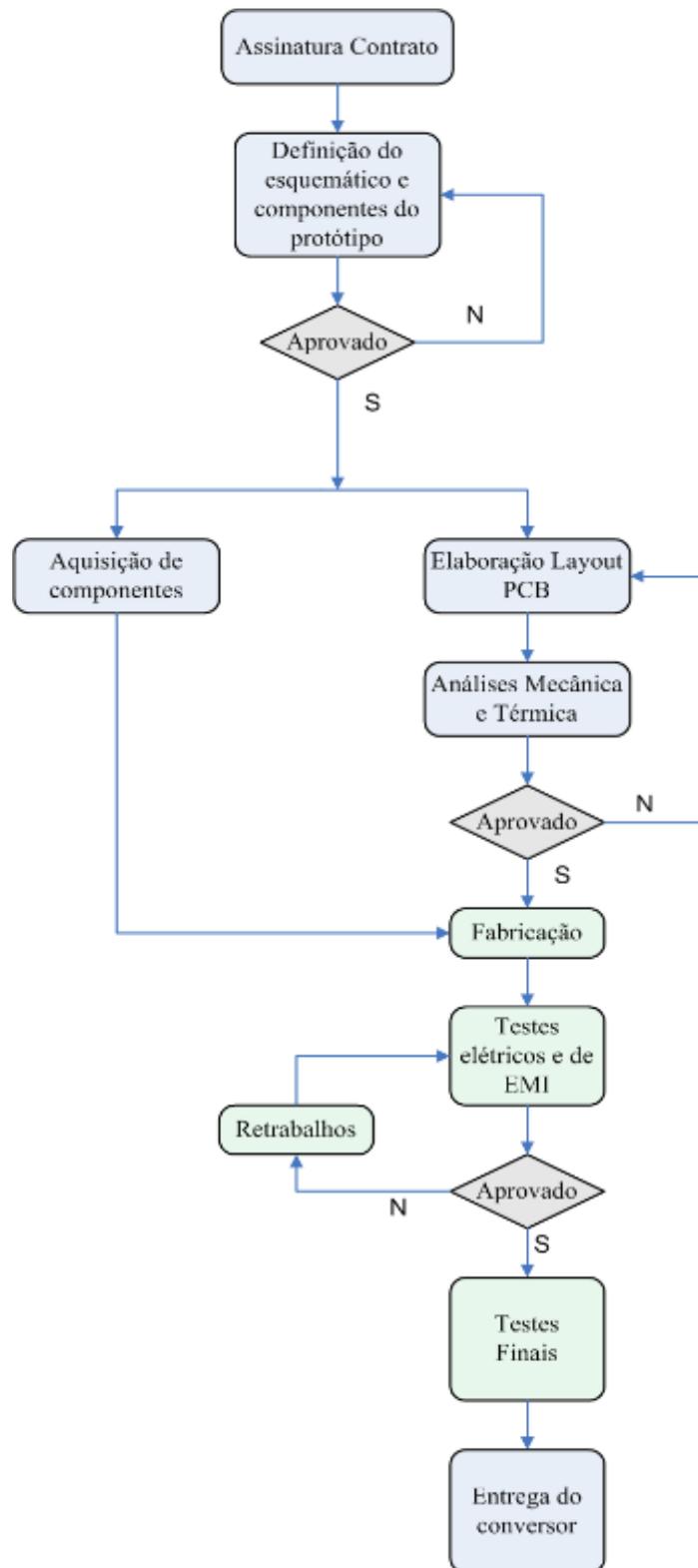


Figura 2 – Fluxograma de atividades do projeto

*Competências necessárias*

Experiência em projetos de fontes chaveadas e fabricação de conversores DC/DC.

## **6- Integração de sistemas**

### ***Plataforma de microssatélites e missão EQUARS***

A missão do satélite científico EQUARS (*Equatorial Atmosphere Research Satellite*) é monitorar, em escala global, os fenômenos equatoriais característicos das regiões da média e alta atmosfera, neutra e ionizada. Espera-se com esta missão produzir dados inéditos e impulsionar trabalhos de pesquisa na comunidade científica nacional e internacional.

Será desenvolvida uma plataforma de microssatélites, para adequar-se inicialmente aos requisitos da missão EQUARS e ser aprimorada para poder servir a outras aplicações de interesse da sociedade brasileira.

#### **A. Descrição da missão EQUARS**

Mais detalhes sobre a missão EQUARS e seus instrumentos estão descritas no capítulo [“1- Instrumentos embarcados da missão EQUARS”](#).

Além dos instrumentos particulares da missão EQUARS, o satélite também realizará a função de coleta e transmissão de dados das PCD's (Plataforma de Coleta de Dados) para o SINDA (Sistema Nacional de Dados Ambientais), contribuindo desta maneira com a manutenção e melhoria do SBCD (Sistema Brasileiro de Coleta de Dados).

Visando a qualificação tecnológica espacial, poderão ser incluídos outros equipamentos como carga útil para voo experimental.

## B. Especificação básica dos instrumentos da missão EQUARS

Sigla	Massa (kg)	Dimensões (mm)	Volume de Dados (Mbits/24h)	Potência Nominal (W)	Potência Máxima (W)
GROM	5.2	(M <sub>1</sub> ) 200x240x105 (M <sub>2</sub> ) 130x130x5 <sup>§</sup> (M <sub>3</sub> ) 455x102x6 <sup>§</sup>	600	16	16 *
GLOW	12.0	(M <sub>1</sub> ) 274x463x266	110	9.2	9.9
IONEX	4.2	(M <sub>1</sub> ) 150x65x191 (M <sub>2</sub> ) 150x65x191 (M <sub>3</sub> ) 250x125x150 (M <sub>4</sub> ) 304x144x99	192.2	9.9	9.9 *
ELISA	5.3	(M <sub>1</sub> ) 270x140x40 (M <sub>2</sub> ) 270x140x40 (M <sub>3</sub> ) 190x150x49	55.4	8.4	8.4 *
APEX	3.0	(M <sub>1</sub> ) 225x133x75 (M <sub>2</sub> ) 180x90x76	25	3.2	3.2 *
<i>Total</i>	29,7		982,6	46,7	47,4

(M): instrumento composto por módulos mecânicos separados;

\* Potência máxima (estimativa) da mesma ordem da potência de regime;

<sup>§</sup> Antenas do receptor GPS.

## C. Objetivos gerais

A missão como um todo tem como objetivos:

### *Objetivos científicos*

- a) Produzir dados científicos em distintos níveis de processamento, disponibilizando-os aos usuários da missão EQUARS.

### *Objetivos de aplicação*

- b) Gerar perfis atmosféricos da pressão do vapor d'água a partir da técnica de rádio ocultação GPS, que permitem estimar com maior resolução o fluxo atmosférico do vapor d'água, de importância fundamental em previsões meteorológicas e estudos climatológicos.
- c) Fornecer perfis ionosféricos da densidade eletrônica a partir da técnica de rádio ocultação GPS, com o propósito de avançar em conhecimento referente aos diagnósticos de clima espacial, como por exemplo, a resposta ionosférica ao impacto de uma tempestade solar, e seus efeitos provocados no ambiente terrestre.
- d) Complementar a missão de coleta de dados para o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados (SBCD), através da utilização de *transponder* de coleta e transmissão de dados no satélite.

### *Objetivos tecnológicos*

- e) Qualificação tecnológica para o Sistema de Controle de Atitude e Órbita (SCAO) através do desenvolvimento do subsistema e seu software de voo.
- f) Qualificação espacial de equipamentos recém desenvolvidos, através de voo experimental como carga útil.
- g) Desenvolver uma plataforma de microssatélites cujo projeto possa ser reutilizado com poucas modificações para outras missões, que seja escalável para poder agregar novas funcionalidades, em atendimento às futuras demandas por missões de satélites científicos, tecnológicos e de aplicação.

### *Objetivos estratégicos*

- h) Aumentar a participação da indústria nacional em sistemas espaciais.
- i) Incentivar o uso de tecnologias espaciais na comunidade acadêmica brasileira.
- j) Incentivar a interação e cooperação da comunidade científica brasileira com a comunidade científica internacional.

## D. Diretrizes gerais

### *Requisitos de órbita e controle de atitude do satélite para a missão EQUARS*

- Órbita equatorial do tipo LEO, baixa excentricidade, entre 700 – 800 km de altitude e inclinação entre 15<sup>o</sup>– 20<sup>o</sup>.
- Determinação da órbita com 1 km de resolução.
- Apontamento nominal ao Nadir.
- Resolução de apontamento do controle de atitude  $\leq 1,0^{\circ}$
- Estabilidade de apontamento 0,025<sup>o</sup> / s
- Determinação de apontamento  $\leq 0,05^{\circ}$

### *Duração da missão EQUARS*

- Expectativa mínima de 2 anos em operação.

### *Plataforma de microssatélites*

Desenvolver uma plataforma de microssatélites cujo projeto possa ser reutilizado com modificações mínimas em outras missões, que seja escalável para poder agregar novas funcionalidades, em atendimento às futuras demandas por missões de satélites científicos, tecnológicos e de aplicação. Principais características:

- Órbita Equatorial ou Polar, LEO.
- Massa total do satélite de até 150kg.
- Sistema projetado para vida útil de no mínimo 4 anos.
- Massa e potência disponíveis à carga útil que sejam compatíveis com futuras aplicações de interesse da sociedade brasileira.
- Sistema de controle de atitude terá futuras melhorias, para atender às missões com requisitos mais exigentes.
- Subsistema de propulsão como opcional para cada missão.
- Poderá ser utilizado transmissor de dados dedicado às cargas úteis, com taxa de transmissão de dados compatível com os requisitos dos instrumentos (banda X).

### *Segmento solo*

- Utilizar a infraestrutura já existente, com poucas modificações.

### *Veículo lançador*

- Compatibilizar com o VLM, e pelo menos outros três veículos de referência global (país de origem Índia, China, EUA, por exemplo), como carga primária ou secundária.

*Restrições programáticas*

- O orçamento e prazos esperados para desenvolvimento do sistema serão detalhados durante a fase de concepção do sistema;

## ***Integração de sistemas***

### *Introdução*

Para o escopo deste trabalho definimos integração de sistemas como composta de três disciplinas que são inter-relacionadas:

- Engenharia de sistemas;
- Gestão do projeto;
- Garantia do produto;

Utilizaremos o sistema normativo ECSS (*European Cooperation for Space Standardization*) como referência para os requisitos técnicos e produtos esperados da integração de sistemas. As normas estão disponíveis gratuitamente na página <http://www.ecss.nl/>

### *Engenharia de sistemas*

Engenharia de sistemas é definida como uma abordagem interdisciplinar que rege o esforço técnico completo para transformar requisitos em uma solução de sistema.

Um sistema é definido como um conjunto integrado de elementos para alcançar um objetivo definido. Esses elementos incluem hardware, software, firmware, recursos humanos, informações, técnicas, serviços de instalações, e outros elementos de suporte.

O conceito de "sistema" é utilizado em um sentido amplo. O nível mais alto, muitas vezes chamado de "nível de missão" ou "sistema espacial", consiste geralmente em um (ou mais) segmento espacial, segmento de solo, e segmento usuário. Os elementos de decomposição do sistema também são considerados sistemas. Para a finalidade deste trabalho, o sistema pode ser qualquer elemento em qualquer nível de decomposição, tal como definido pela árvore de funções ou a árvore de produto. O escopo de um elemento pode incluir hardware, software, procedimentos, ferramentas de apoio, instalações e serviços.

Do ponto de vista do sistema considerado, os requisitos se originam no nível superior subsequente (o cliente) e os elementos são adquiridos a partir do próximo nível inferior (os fornecedores).

A disciplina de engenharia de sistemas interage com as disciplinas de produção, operações, garantia de produto e as disciplinas de gestão, tem como principais funções:

- *Engenharia de requisitos*, que consiste na análise e validação de requisitos, a alocação de requisitos, e manutenção de requisitos;
- *Análise*, que é realizada com a finalidade de resolver conflitos de requisitos, decompondo e alocando requisitos durante a análise funcional, avaliando a eficácia do sistema (incluindo a análise de fatores de risco), complementando a avaliação de testes e fornecendo estudos comparativos para avaliar a eficácia, risco, custo e planejamento;

- *Projeto e configuração*, que resulta em uma arquitetura física e as características completas de suas funcionalidades, elementos físicos e de software;
- *Verificação*, cujo objetivo é demonstrar que os entregáveis estão em conformidade com os requisitos especificados, incluindo qualificação e aceitação;
- *Integração e controle da engenharia de sistemas*, que garante a integração das distintas disciplinas de engenharia e seus participantes ao longo de todas as fases do projeto.

As funções de engenharia de sistemas são aplicadas de maneira iterativa durante a implementação do processo de engenharia de sistemas.

Dentro do âmbito de um projeto, as funções da engenharia de sistemas são implementadas por uma organização de engenharia de sistemas do fornecedor que está responsável pela transformação dos requisitos do cliente em uma solução de sistema entregue pelo fornecedor.

### *Gestão do projeto*

Planejamento e implementação do projeto é a função que engloba um conjunto de processos para todos os aspectos de gestão de projetos e controle. As principais funções são:

- Estabelecer os requisitos e restrições do projeto a partir dos requisitos e objetivos de missão;
- Definir fases e marcos habilitando o controle do progresso do projeto em relação a custos, programação e objetivos técnicos;
- Definir estruturas hierárquicas de projeto, que constituem um sistema de referencial único e comum à gestão do projeto para:
  - Identificar as tarefas e responsabilidades para cada ator;
  - Facilitar a coerência entre todas as atividades do projeto;
  - Desempenhar atividades de custeio e programação;
- Identificando a organização do projeto para executar as atividades necessárias do projeto;

Gestão da configuração e da documentação são processos inter-relacionados necessários para a gestão do projeto. As principais funções são:

- Planejamento e gestão da configuração e da documentação;
- Implementação das atividades de gestão da configuração, como identificação, controle, contabilização de status, verificação e auditoria;
- Implementação das atividades de gestão da documentação, como criação, coleta, revisão, entrega, armazenamento, disponibilização e arquivamento;

### *Garantia do produto*

O principal objetivo da garantia do produto é assegurar que os produtos espaciais cumpram com seus objetivos definidos de missão de uma maneira segura, disponível e confiável.

O comprometimento com a qualidade de toda a organização do projeto é fundamental para a qualidade do produto e sucesso da missão espacial. A gestão da garantia do produto é inter-relacionada com a gestão do projeto.

Os princípios básicos para os requisitos de garantia do produto são: a identificação antecipada de aspectos potencialmente negativos para a segurança e sucesso da missão, a prevenção custo-efetiva de qualquer consequência adversa destes aspectos negativos.

## 6.a) Integração de sistemas – concepção do sistema

### *Introdução*

Este desafio tecnológico tem como objetivo a concepção do sistema para a missão EQUARS e plataforma de microssatélites. Os principais objetivos deste desafio são:

- Identificar possíveis conceitos de missão;
- Elaborar possíveis conceitos de operações e arquiteturas de sistemas, compará-las em relação aos requisitos e objetivos da missão, para determinar os níveis de incertezas e riscos;
- Estabelecer o planejamento de engenharia de sistemas, gestão do projeto e garantia do produto;
- Estabelecer a árvore de funções;
- Analisar a viabilidade técnica e programática dos possíveis conceitos através da identificação de restrições relativas à implementação, custos, programação, organização, operações, manutenção, produção e descarte;
- Identificar tecnologias críticas;
- Quantificar e caracterizar elementos críticos para a viabilidade técnica e econômica;
- Propor conceitos de operações e soluções técnicas, incluindo filosofia de modelos e filosofia de verificação, a serem refinados durante a fase B do projeto;
- Elaborar a análise de riscos;
- Preparar a especificação e documentação técnica para os subsistemas;
- Iniciar o pré-desenvolvimento em tecnologias críticas e projeto de áreas de subsistemas para reduzir os riscos de desenvolvimento;

### *Requisitos Técnicos*

Atender aos requisitos gerais e aos requisitos específicos em relação às fases 0, A e B – até a PDR do item de configuração referente ao nível hierárquico mais baixo do sistema – das seguintes normas:

- ECSS-E-ST-10C - System engineering general requirements
- ECSS-M-ST-10C Rev.1 - Project planning and implementation
- ECSS-M-ST-40C Rev.1 - Configuration and information management
- ECSS-Q-ST-10C - Product assurance management

### *Produtos Esperados*

Entregar a documentação associada das seguintes normas:

- ECSS-E-ST-10C - System engineering general requirements
- ECSS-M-ST-10C Rev.1 - Project planning and implementation
- ECSS-M-ST-40C Rev.1 - Configuration and information management
- ECSS-Q-ST-10C - Product assurance management

#### *Competências Necessárias*

Experiência em sistemas espaciais: documentação, normatização, ambiente de operação, engenharia de sistemas, análise de missões, controle de configuração, garantia do produto, integração de sistemas.

## **7- Controle de atitude e órbita**

### **7.a) Software de simulação para a missão EQUARS**

#### *Introdução*

A definição, o projeto, o desenvolvimento e os testes de qualificação do subsistema de determinação e controle de atitude ADCS da plataforma EQUARS deverão ser validados por simulação digital da evolução da atitude no ambiente espacial.

O desenvolvimento de um programa computacional de simulação da atitude e órbita adequado à plataforma EQUARS, mas adaptável a outras missões ou plataformas, servirá de suporte a todas as fases de desenvolvimento, integração e testes do ADCS, bem como à análise da missão.

As próximas seções descrevem as funcionalidades do programa de simulação e os principais modelos.

#### *Requisitos Técnicos*

##### A. Modelos ambientais

O simulador de atitude e órbita (SAO) deverá contar com modelos matemáticos (algébricos ou algorítmicos) para simulação do ambiente espacial relativo a:

- a) Simulação da posição do Sol relativo à Terra, referido a um sistema inercial, com precisão melhor ou igual a 1 minuto de arco.
- b) Simulação do campo magnético terrestre em altitudes orbitais, com expansão em harmônicos esféricos até ordem 13.
- c) Simulação do campo gravitacional terrestre com expansão em harmônicos esféricos até ordem 10 ou superior.
- d) Um modelo de densidade, composição e temperatura da alta atmosfera, como por exemplo o Jacchia 72, Jacchia 77 ou MSIS 86, entre outros.
- e) Modelos analíticos de propagação de órbita, como o modelo de Brouwer e o SGP4, pelo menos.
- f) Modelo de orientação do sistema de coordenadas da Terra, referido a Greenwich, no sistema inercial (tempo sideral de Greenwich).
- g) Modelo de verificação de condição de iluminação pelo Sol ou sombra da Terra numa dada posição orbital do satélite.

##### B. Propagação de órbita

A órbita deverá ser propagada por meio de um integrador numérico, baseado no modelo do campo gravitacional terrestre. A acurácia da integração numérica deverá ser compatível com a exigida para os resultados advindos da simulação e controle da atitude. Deverão ser utilizados

integradores numéricos baseados em Runge-Kutta, ODE *solvers* ou similares. Os modelos analíticos de propagação de órbita, descritos anteriormente, serão utilizados na simulação e codificação de *software* embarcado. A órbita deverá ser propagada em vetor de estado (posição e velocidade) no sistema de referência geocêntrico inercial.

Forças providas de propulsores e de efeitos ambientais deverão ser incorporadas no propagador de órbita.

#### C. Propagação da atitude

O simulador deverá contar com um propagador numérico de atitude, capaz de simular o movimento de um corpo rígido com pelo menos quatro rotores acoplados (rodas de reação), com eixos de rotação em quaisquer direções previamente especificadas. A atitude deverá ser propagada em quatérnios referidos ao sistema geocêntrico inercial.

Torques de controle e torques ambientais deverão ser incorporados no propagador de atitude.

#### D. Transformações de coordenadas e tempo

Funções de transformação de coordenadas e tempo deverão ser disponibilizadas para o simulador, visando adequar as diversas possibilidades de fornecimento de parâmetros de simulação e para a análise de resultados de simulação. Minimamente as seguintes transformações devem ser implantadas no simulador:

- a) Transformações de data, dia Juliano e dia Juliano modificado.
- b) Transformações de horas, minutos e segundos em números reais decimais.
- c) Transformações de elementos keplerianos em vetor de estado e vice-versa.
- d) Transformações de atitude, envolvendo: ângulos de Euler, ângulo e eixo de Euler, matriz de co-senos diretores e quatérnios.

Adicionalmente, transformações de atitude por meio de matriz de co-senos diretores deverão ser incorporadas ao simulador, visando fornecer referências ao controle de atitude. As referências deverão ser: uma direção inercial, a direção do Sol, ou a direção do centro da Terra, minimamente.

#### E. Perturbações ambientais

As seguintes perturbações ambientais deverão ser modeladas para eventual uso no simulador de atitude:

- momento magnético residual do satélite,
- torque de gradiente de gravidade.

Com relação ao propagador de órbita, os seguintes efeitos deverão ser disponibilizados:

- arrasto aerodinâmico, com coeficiente de arrasto constante,
- perturbação gravitacional luni-solar.

## F. Modelos de sensores e atuadores

Os sensores deverão ser modelados visando um alto grau de realismo, porém, sem incluir qualquer especificidade de um sensor em particular. Em geral a simples adição de um ruído gaussiano com um determinado desvio padrão é suficiente para a simulação. Contudo, giroscópios requerem que o desvio do viés (*bias drift*, ou *random walk*) seja também modelado, em virtude do seu impacto na estabilidade do satélite. Os seguintes modelos deverão ser implantados no simulador:

- Sensor solar grosseiro (Coarse Sun Sensor)
- Magnetômetro
- Sensor de estrelas
- Giroscópios
- Receptor GPS

Os atuadores a serem modelados são:

- Rodas de reação
- Propulsores de jato, com incorporação de modelo de MIB (*minimum impulse bit*)
- Bobinas magnéticas

O modelo das rodas de reação deverá incluir a possibilidade de acionamento por torque ou por velocidade angular. O torque e a velocidade angular deverão ter limites superiores de atuação. O modelo da roda de reação deverá disponibilizar simulação da leitura da sua velocidade angular.

O modelo de um SADM (Solar Array Drive Mechanism) deverá integrar o simulador, com comandos de mudança de orientação (apontamento) e de velocidade angular. Contudo, não se requer a inclusão do efeito da sua movimentação na atitude do satélite neste estágio do desenvolvimento do simulador.

## G. Controle de atitude

O simulador deverá possuir módulos ou funções de controle de atitude, com controladores PID. Três modos distintos deverão ser incorporados:

- controle de atitude em três eixos, com rodas de reação e redução da velocidade angular da roda (“dessaturação”) por meio das bobinas magnéticas,
- controle de atitude liga-desliga PWM com uso de propulsores,
- controle de atitude em pulse-off de propulsores para simular manobras orbitais.

Adicionalmente dois modelos de determinação de atitude deverão fazer parte do simulador:

- uso de sensor de estrelas, que fornece diretamente a atitude sem necessidade de estimador de estados,

- uso de magnetômetro e sensor solar, com estimador de estado por filtro de Kalman ou um processo de filtragem capaz de eliminar ruídos de alta frequência dos sensores.

Um estimador do viés do giroscópio por filtro de Kalman deverá ser implantado no simulador, com medições de atitude efetuadas pelo sensor de estrelas.

#### H. Modos de operação

Três modos de operação frequentemente empregados em satélites serão implantados no simulador de atitude: modo de aquisição de atitude, modo nominal e modo de segurança.

No modo de aquisição de atitude deve-se estabelecer uma estratégia de controle e uma seleção de sensores e atuadores para que a atitude seja estabilizada (baixa velocidade angular – menor do que  $0,25^\circ/s$ ) a partir de uma condição inicial qualquer, da ordem de  $30^\circ/s$ .

O modo nominal deverá empregar sensores e atuadores precisos (rodas de reação, bobinas magnéticas, sensor de estrelas e giroscópios) para atingir e manter a atitude nominal a partir de uma orientação prévia qualquer, a partir de uma velocidade angular inicial próxima de  $0,25^\circ/s$ . A estabilidade da atitude deverá ser compatível com a especificação fornecida para a missão EQUARS.

O modo de emergência deverá ser capaz de posicionar os painéis solares numa orientação fixa com relação ao satélite (comando do SADM), e orientar o satélite para que os painéis sejam dirigidos ao Sol. Esta atitude deverá ser mantida com precisão da ordem de  $5^\circ$ . Este modo de operação deverá usar os sensores solares e as rodas de reação ou propulsores de jatos.

#### I. Linguagem do código

Não há restrição para seleção da linguagem a ser empregada no desenvolvimento do simulador, mas recomenda-se, sempre que possível, evitar o uso de linguagens comerciais, como o MATLAB ou MATRIX, por exemplo. Recomenda-se, igualmente, a utilização de interfaces de desenvolvimento e compiladores de domínio público, como o Eclipse e GNU, respectivamente.

#### J. Validação

Todos os módulos, funções e algoritmos desenvolvidos neste simulador deverão ser validados por um ou mais dos seguintes critérios:

- Comparação da simulação com medições físicas.
- Comparação com algoritmos e modelos publicados e disponíveis na literatura específica.
- Comparação com resultados apresentados por outros simuladores já validados.
- Comprovados e atestados por especialistas da área.

Todos os casos de testes e de validação deverão ser documentados e disponibilizados publicamente.

Adicionalmente, simulações envolvendo os modos de operação listados no Item H deverão ser produzidas e documentadas, e seus resultados deverão ser analisados por especialistas que comprovem a fidelidade da simulação e atestem a validade dos resultados.

#### K. Originalidade

A utilização de módulos, partes ou a totalidade do código provinda de simuladores de atitude ou de órbita comerciais não será admitida no desenvolvimento deste simulador.

Durante o desenvolvimento do projeto serão realizadas quatro revisões de verificação: Revisão de Exequibilidade (RE), Revisão de Projeto (RP), Revisão de Fabricação (RFB) e Revisão Final (RF), que deverão ocorrer nos seguintes intervalos de tempo:

RE: T0+2 meses.

RP: T0+9 meses.

RFB: T0+18 meses.

RF: T0+24 meses.

onde T0 designa a data de assinatura do contrato.

Além das revisões acima descritas, deverão ocorrer reuniões de acompanhamento em intervalos de no máximo três meses a contar do início dos trabalhos, ou quando houver algum fato relevante.

#### *Produtos esperados*

- a) Software completo de simulação, incluindo códigos-fonte e programas principais utilizados na validação do simulador e na simulação dos modos de controle de atitude.

O projeto deverá conter os seguintes produtos a serem entregues:

1. Módulos de *software*, incluindo documentação do *software*, manual de uso e casos de testes:
  - 1.1 Funções dedicadas à simulação do ambiente espacial
  - 1.2 Funções dedicadas à transformação de coordenadas e sistemas de referência
  - 1.3 Conjunto de módulos e funções dedicadas à simulação do movimento orbital
  - 1.4 Conjunto de módulos e funções dedicadas à simulação do movimento de atitude
  - 1.5 Funções de simulação de sensores e atuadores

## 1.6 Funções para controle de atitude e órbita

2. Resultados de simulação do controle de atitude no modo nominal para o satélite EQUARS, com documentação, casos de testes, parâmetros adotados e análise dos resultados em contraste com os requisitos da missão.
3. Simulação dos demais modos de operação, incluindo um modo com controle de atitude durante manobras orbitais, incluindo documentação e análise de resultados.

- b) Documentos referentes aos algoritmos e cálculos implantados nas funções.
- c) Documentos referentes ao manual de operação e uso do simulador.
- d) Documentos gerados nos casos de validação e testes dos módulos.
- e) Documentos de simulação e análise dos modos de operação do satélite EQUARS, incluindo comprovação dos resultados com simuladores similares ou comprovação por análise de especialistas.

### *Competências necessárias*

As competências necessárias para a elaboração deste projeto incluem especialistas em controle de atitude e órbita, especialistas em dinâmica de atitude de satélites, especialistas em gerenciamento de sistemas, analistas de sistema e programadores.