

## CAPÍTULO 5

# Os satélites SCD1 e SCD2 da Missão Espacial Completa Brasileira - MECB

VALCIR ORLANDO E HÉLIO KOITI KUGA

Os satélites SCD1 e SCD2 (Satélite de Coleta de Dados 1 e 2) foram de extrema importância para o programa espacial brasileiro. Neste capítulo, apresenta-se uma narração dos fatos e eventos relevantes relacionados a esses dois satélites, dois marcos importantes do envolvimento do Brasil na área espacial por serem, nada menos, que o primeiro e segundo satélites brasileiros totalmente concebidos, projetados, desenvolvidos e operados em órbita pelo país.

## 1. Introdução

Os satélites SCD1 e SCD2 (Satélite de Coleta de Dados 1 e 2) foram fundamentais. O sucesso desses satélites pioneiros é incontestável já que, lançados em 1993 e 1998, respectivamente, mas com previsão de vida operacional da ordem de, respectivamente, um e dois anos apenas, sobrevivem ainda hoje, após ultrapassar em vários anos as previsões de funcionamento, com desempenhos altamente satisfatórios. Eles

foram desenvolvidos no âmbito da Missão Espacial Brasileira Completa – MECB, programa governamental proposto pela Comissão Brasileira de Atividades Espaciais, organização vinculada ao Estado-Maior das Forças Armadas (EMFA) e que possuía a atribuição de coordenar a execução do programa espacial brasileiro. Aprovado em 1979 com objetivo promover a geração de tecnologia espacial no Brasil, a MECB, em sua concepção original, contemplava o desenvolvimento de três satélites de coleta de dados ambientais, de dois satélites de sensoriamento remoto por imageamento da superfície terrestre, e ainda de um veículo lançador de satélites. O desenvolvimento dos satélites ficou sob a responsabilidade do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, órgão civil atualmente vinculado ao Ministério da Ciência e Tecnologia, enquanto que o desenvolvimento do veículo lançador ficou a cargo do então Instituto de Atividades Espaciais – IAE (hoje denominado Instituto de Aeronáutica e Espaço, mantendo porém a mesma sigla) órgão ligado ao atual Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial – CTA, subordinado ao Ministério da Defesa.

## 2. O surgimento do INPE e a MECB

Um passo inicial dado em direção à efetiva participação do Brasil em atividades de pesquisa e desenvolvimento na área espacial e ao nascimento do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), deu-se com a criação, em agosto de 1961, do Grupo de Organização da Comissão Nacional de Atividades Espaciais (GOCNAE) pelo então Presidente da República, Jânio da Silva Quadros. Esse grupo definiu as primeiras diretrizes para as atividades espaciais brasileiras. Era ligado ao então denominado Conselho Nacional de Pesquisas, hoje Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico, CNPq, sendo este, por sua vez, subordinado ao Ministério da Ciência e Tecnologia (MCT). O GOCNAE, cuja sede era localizada em São José dos Campos, pode ser considerado como um importante ponto de partida para o surgimento do INPE. Em 1963, o GOCNAE foi convertido na Comissão Nacional de Atividades Espaciais, CNAE, cujo objetivo principal era coordenar e estimular as atividades espaciais no Brasil, criando um núcleo de pesquisa e capacitação de pesquisadores. No dia 22 de abril de 1971, a CNAE foi extinta. Em seu lugar foi oficialmente criado o Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE, à época sob a direção do CNPq, definido no decreto de criação como o principal órgão civil para o desenvolvimento de pesquisas espaciais no país. O INPE tem por finalidade a promoção e execução de estudos e pesquisas científicas, desenvolvimento tecnológico, atividades operacionais, e capacitação de recursos huma-

nos campos da Ciência Espacial e da Atmosfera, da Observação da Terra, da Previsão de Tempo e Estudos Climáticos, da Engenharia e Tecnologia Espacial e áreas do conhecimento correlatas, conforme as políticas e diretrizes definidas pelo Ministério da Ciência e Tecnologia (MCT Portaria 906 de 04 de dezembro de 2006, veja [http://intranet.inpe.br/comunicacao\\_normativa/li/li1337.pdf](http://intranet.inpe.br/comunicacao_normativa/li/li1337.pdf)).

Até o final da década de 70, o INPE se envolveu com trabalhos pioneiros nas áreas de meteorologia, comunicação e observação da Terra por satélite, que viabilizaram a implantação de importantes projetos como, por exemplo, o projeto MESA (recepção e interpretação de imagens de satélites meteorológicos), SERE (levantamento de recursos terrestres através de sensoriamento por satélites e aeronaves), e SACI, (para aplicação de um satélite de comunicações em um programa de educação à distância).

Em 1978, a Comissão Brasileira de Atividades Espaciais - COBAE - vinculada ao Estado-Maior das Forças Armadas (EMFA) que possuía a atribuição de coordenar a execução do programa espacial brasileiro inicia a elaboração da proposta para a criação da Missão Espacial Completa Brasileira – MECB, com objetivo de promover pesquisa científica, a capacitação de pessoal e a geração de tecnologia espacial no Brasil, com envolvimento da indústria nacional.

Em 1979, a MECB foi aprovada pelo Governo Federal. Contemplava o desenvolvimento, sob a responsabilidade do INPE, de cinco pequenos satélites com aplicações direcionadas à monitoração ambiental e ao sensoriamento remoto; e de um veículo lançador de satélites, este sob a responsabilidade do então Instituto de Atividades Espaciais (IAE), vinculado ao CTA (sigla que à época significava Centro Técnico da Aeronáutica, e que foi recentemente mudada para Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial), subordinado ao então Ministério da Aeronáutica.

Em 1985, foi criado o Ministério da Ciência e Tecnologia – MCT ao qual o INPE passa a pertencer, como órgão autônomo. Em 1991, ocorreu a fusão entre o então Instituto de Atividades Espaciais e o Instituto de Pesquisas e Desenvolvimento (este último também pertencente ao CTA), dando origem ao atual Instituto de Aeronáutica e Espaço, que manteve a sigla IAE.

Em 1994, foi criada a Agência Espacial Brasileira (AEB), em substituição à COBAE. Trata-se de uma autarquia do governo brasileiro de natureza civil, vinculada ao Ministério da Ciência e Tecnologia, cuja finalidade é promover o desenvolvimento das atividades espaciais brasileiras de forma descentralizada. A AEB atua na coordenação central do Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (SINDAE) e tem a responsabilidade de formular a Política Nacional de Desenvolvi-

mento das Atividades Espaciais (PNDAE) e de formular e implementar o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE), cujas atividades são executadas por outras instituições governamentais que compõem o sistema, incluindo o INPE.

Com relação às atividades da MECB cuja responsabilidade coube ao INPE, o cronograma inicial previa o desenvolvimento de dois pequenos satélites de coleta de dados ambientais, denominados SCD1 e SCD2, que foram lançados em 1993 e 1998, respectivamente, e que como escrito no início do capítulo ainda continuam em estado operacional; e dois pequenos satélites de sensoriamento remoto por imageamento ótico denominados de SSR1 e SSR2, mais sofisticados tecnologicamente que o SCD1 e o SCD2.

Aos satélites acima foram adicionados outros dois, de coleta de dados: o satélite SCD2-A (cujo lançamento, ocorrido em novembro de 1997 através de um lançador nacional, infelizmente não teve sucesso) e o SCD3, que ainda está em fase inicial de desenvolvimento e que, além da missão de coleta de dados, também servirá de teste a um sistema de controle de atitude<sup>1</sup> (orientação do satélite no espaço) em três eixos, desenvolvido para utilização em satélites futuros. Outra aplicação do SCD3 consiste de um sistema bidirecional de comunicação de mensagens do tipo e-mail para a região equatorial (15° N a 15° S).

Com o passar do tempo, à medida que as atividades da MECB foram evoluindo, alguns conceitos dos projetos inicialmente definidos para os satélites foram sofrendo modificações. O SCD1 e o SCD2, por exemplo, tiveram como principal mudança, a alteração dos respectivos subsistemas de estabilização de atitude. Em lugar da estabilização de atitude por gradiente de gravidade (que será explicado na sequência, seção 3.1), originalmente proposta, o gerenciamento da MECB optou por adotar um sistema de estabilização por rotação. Não houve, porém, nenhuma alteração mais radical que atingisse o conceito da missão previamente proposta na MECB para esses satélites. A missão de coleta de dados ambientais, que será detalhada na sequência, foi mantida fiel à sua concepção inicial. Os conceitos básicos da missão tampouco foram atingidos pelas alterações.

Esse não foi, contudo, o caso dos satélites de sensoriamento remoto. Para eles as alterações de projeto foram bem mais profundas tendo, inclusive, chegado aos conceitos básicos inicialmente propostos para a missão. Ela evoluiu de uma

---

<sup>1</sup> Atitude de um satélite se refere a como eixos de referência do satélite se orientam no espaço. Por exemplo uma câmera imageadora da superfície está numa face do satélite, e portanto, o eixo que contém a face do satélite deve estar sempre apontada para a Terra. Requisitos deste tipo definem a atitude do satélite.

concepção inicial - na qual os satélites seriam inseridos em uma órbita heliosíncrona polar com cobertura periódica global - para a concepção atual, cuja órbita é circular, equatorial, com 900km de altitude, taxa de revisita de duas horas, e cobertura apenas de uma faixa equatorial da superfície da Terra. A configuração física desses satélites é baseada em uma arquitetura modular, com um módulo de carga útil onde foram instalados os instrumentos imageadores de sensoriamento remoto, e um módulo de serviço, montado em uma plataforma multimissão, que contém os equipamentos básicos com as funções vitais de funcionamento do veículo, como os componentes dos subsistemas de suprimento de energia elétrica, controle térmico, telecomunicações, controle de atitude e supervisão de bordo. O termo “plataforma multimissão” significa uma plataforma de equipamentos de satélite desenvolvida segundo o conceito “multimissão”, de forma a ser utilizada em diferentes satélites, em missões espaciais futuras. Os lançamentos do SSR1 e SSR2 estão, respectivamente, previstos para os anos de 2010 e 2011, podendo, entretanto, sofrer adiamentos em razão de possíveis vínculos de projeto.

É importante salientar que, além dos satélites propriamente ditos, a MECB contemplava também o desenvolvimento e implantação de toda a infra-estrutura de solo necessária ao desenvolvimento, integração e testes de subsistemas de satélites, e às atividades de rastreamento e controle em órbita dos veículos espaciais. Desse modo, paralelamente às atividades de desenvolvimento dos satélites, foi criada uma importante infraestrutura de solo, que inclui o Laboratório de Integração e Testes (LIT), que, atualmente, é o único laboratório desse tipo situado no hemisfério sul do globo terrestre, e o Centro de Rastreamento e Controle de Satélites (CRC), que engloba duas estações terrenas de rastreamento, uma localizada em Cuiabá, no estado do Mato Grosso, e outra localizada em Alcântara, no estado do Maranhão, além do centro de controle de satélites (CCS), localizado em São José dos Campos. Outro objetivo importante da MECB é, sempre perseguido durante sua realização, promover o envolvimento da indústria nacional no desenvolvimento dos projetos, buscando gerar no parque industrial brasileiro a capacitação tecnológica voltada ao projeto e à fabricação de componentes, sistemas espaciais e equipamentos de solo.

Finalmente, o satélite SCD1 foi lançado em 9 de fevereiro de 1993, e o SCD2, em 22 de outubro de 1998. Atualmente, vários anos após a previsão do término dos períodos de vida útil projetado para esses satélites, ambos continuam apresentando um desempenho, em termos de utilização da carga útil, bastante próximo do nominalmente esperado, portanto, significativos.

### 3. Os satélites SCD1 e SCD2

Somente pelo fato de serem os primeiros concebidos, projetados, e fabricados no Brasil, os satélites SCD1 e SCD2 já podem ser considerados como os dois marcos mais importantes das atividades espaciais no Brasil. A importância é reforçada pela constatação que ambos apresentam, e vale a pena repetir, vários anos de sobrevida em relação ao que era deles esperado, com um funcionamento presente ainda bastante próximo ao nominal, o que atesta a seriedade que foi dedicada aos requisitos de qualificação durante os respectivos períodos de desenvolvimento. Além desses fatos, deve-se destacar também o enorme crescimento das aplicações que utilizam as cargas úteis do SCD1 e SCD2, tanto em quantidade de usuários quanto em diversidade de aplicações, indicando uma crescente demanda da sociedade brasileira pelos serviços disponibilizados por ambos.

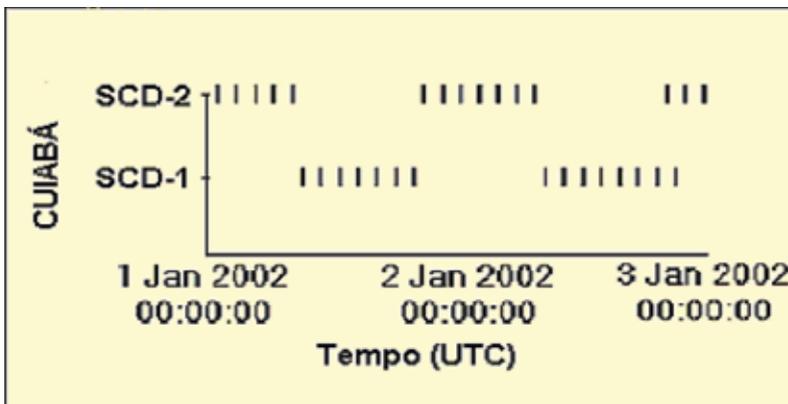
A missão do SCD1 e SCD2 consiste, basicamente, em retransmitir, em direção às estações receptoras (estações de rastreamento de Cuiabá e Alcântara, no caso), os dados obtidos por uma rede de Plataformas Automáticas de Coleta de Dados Ambientais (PCD) distribuídas ao longo do território nacional. Cada plataforma, após coletar os dados relativos à sua aplicação específica, transmite-os omni-direcionalmente na banda de frequência UHF, em aproximadamente 400MHz. Quando o satélite passa sobre a região de visibilidade (alcance das antenas) da estação, os sinais das plataformas que se encontram visíveis ao satélite são captados e retransmitidos à estação, onde os dados são gravados. Após a passagem do satélite, estes dados são transmitidos ao Centro de Controle de Missão, em Cachoeira Paulista, onde então são processados e distribuídos aos usuários para suas análises e pesquisas.

A finalidade da missão é, portanto, tornar possível que os dados gerados por cada plataforma de coleta automática de dados ambientais, instaladas por todo território nacional, possam ser simultaneamente coletados para posterior disponibilização aos usuários.

O contato entre o sistema de controle de solo e um satélite é estabelecido pelas estações de rastreamento, quando o satélite passa sobre a região de visibilidade (alcance) de suas antenas. Durante períodos de visibilidade (ou passagens do satélite), o sinal transmitido pelo satélite é captado pela antena da estação, sendo estabelecido um enlace descendente de comunicação. O sinal recebido contém as informações (dados) de telemetria que revelam o estado atual de funcionamento do satélite. Uma vez estabelecido o enlace descendente, a estação estabelece também um enlace ascendente, que é utilizado para envio de telecomandos (coman-

dos para o satélite), e execução de medidas de rastreo (distância e velocidade), utilizados para manutenção e operação do satélite.

O SCD1 e o SCD2 foram injetados em órbitas circulares semelhantes, da ordem de 750 km de altitude, e 25 graus de inclinação em relação ao plano do Equador da Terra. Devido principalmente à altitude orbital, mas também ao fato de que suas órbitas são quase circulares, ambos se deslocam a uma velocidade média de aproximadamente 27.000 km/h, completando uma volta em torno do globo terrestre em apenas 100 minutos. Com isso, eles realizam um total de, aproximadamente 14 órbitas a cada 24 horas. Destas 14 órbitas diárias, devido à inclinação do plano orbital em relação ao Equador, em média, apenas 8 passagens consecutivas são visíveis pela estação de Cuiabá, que é a estação de rastreo primária utilizada no controle. Deste modo, a cada 24 horas, ocorre um intervalo de tempo correspondente, em média, a 6 órbitas (aproximadamente 10 horas) em que não há passagens de um dos satélites sobre Cuiabá. Os parâmetros orbitais do SCD2 foram projetados de maneira tal que seu ciclo diário de passagens consecutivas por Cuiabá fosse complementar ao ciclo de passagens do SCD1, a fim de que o período diário em que não há passagens de um satélite seja coberto pelo outro. A figura 1 mostra, graficamente, as passagens típicas dos satélites SCD1 e SCD2 sobre a estação terrena de Cuiabá ocorridas em um período de 48 horas UTC<sup>2</sup>. Observa-se aí que, conforme mencionado, as passagens do SCD2 cobrem todo o período diário em que não ocorrem passagens do SCD1 e vice-versa.



**Figura 1**  
Passagens do SCD1 e SCD2 sobre Cuiabá. Cada traço representa uma passagem de 10 minutos em média.

<sup>2</sup> UTC (“Universal Time Coordinated” ou Tempo Universal Coordenado) é sinônimo de GMT (“Greenwich Mean Time” ou Tempo Médio de Greenwich). Trata-se do fuso horário de referência a partir do qual se calculam todas as outras zonas horárias do mundo. É o sucessor do GMT, e portanto, por convenção dever-se-ia usar o termo UTC. Entretanto, por razões históricas e de costume, o termo GMT tende a se perpetuar.

A próxima seção apresenta detalhes sobre o desenvolvimento, lançamento e controle em órbita do SCD1. Em seguida, numa nova seção, o mesmo é feito com relação ao SCD2.

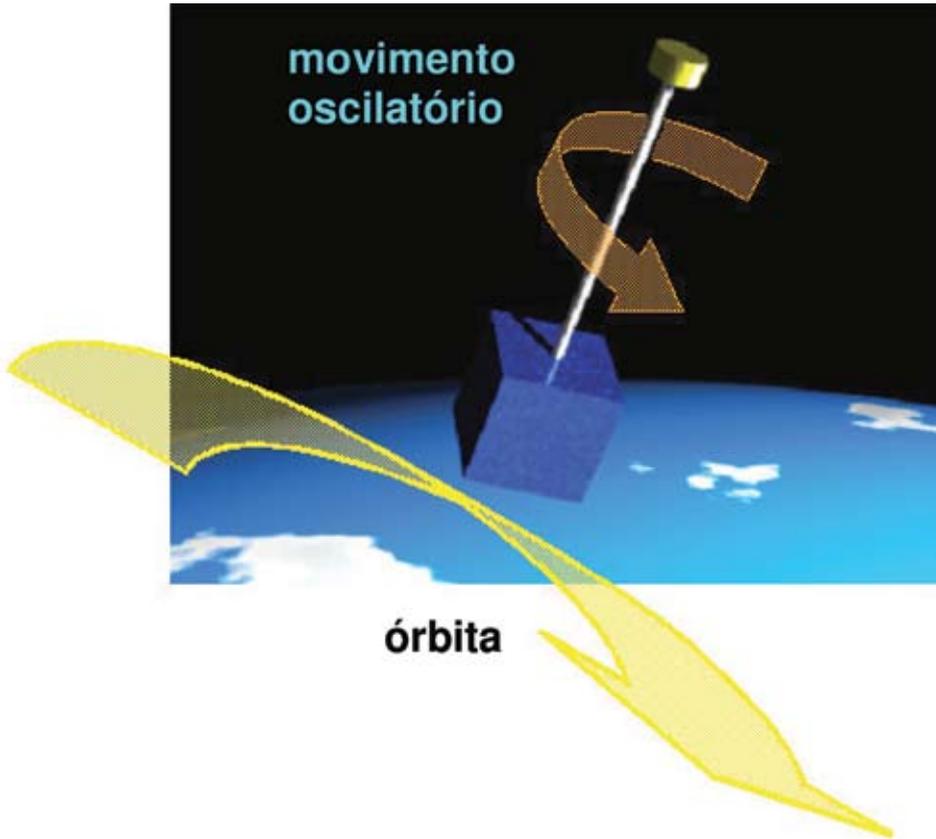
### 3.1 O satélite SCD1

Conforme mencionado anteriormente, a MECB previa o desenvolvimento de cinco satélites brasileiros: três de coleta de dados ambientais, e outros dois, mais sofisticados tecnologicamente, de sensoriamento remoto (satélites para imageamento). Diferentemente dos satélites de sensoriamento remoto, a proposta inicial da MECB para o SCD1 e o SCD2 não sofreu nenhuma alteração drástica a ponto de atingir o conceito originalmente definido para a missão de coleta de dados ambientais desses satélites.

Até o ano de 1986 as equipes de desenvolvimento trabalharam com a proposta inicial da MECB, com ênfase no projeto dos sistemas de bordo e de solo, tanto ao nível de hardware (componentes, equipamentos, e subsistemas) quanto ao de software (programas de computador para operação, controle e rastreamento de satélites), para o SCD1. Foram criados ainda alguns projetos cujo foco era gerar tecnologia para, por exemplo, desenvolver um sistema autônomo de controle de atitude em três eixos, que era o tipo de estabilização a ser utilizado pelos satélites de sensoriamento remoto da MECB. Como exemplo desses projetos pode-se citar os seguintes equipamentos, sensores, e atuadores: roda de reação, simulador solar, simulador de terra, sensor de horizonte, mesa de rotação controlada, micro-propulsores de combustível hidrazina, entre outros. Foi, além disso, especificado um laboratório de controle de atitude, que acabou sendo integrado ao Laboratório de Integração e Teste - LIT, este último também em fase de desenvolvimento nessa época. Houve uma grande atividade de formação de pessoal para atender às demandas de conhecimento científico e tecnológico criadas pela MECB. Além de diversos cursos de pós-graduação a níveis de mestrado e doutorado oferecidos pelo INPE, muitos pesquisadores e tecnólogos foram enviados para a realização de cursos em importantes universidades estrangeiras, bem como para estágios técnicos em organizações espaciais internacionais.

O conceito original do SCD1 o definia como um satélite de coleta de dados ambientais, com o formato de um prisma octogonal, pesando aproximadamente 120 kg, que seria injetado em uma órbita de baixa altitude (da ordem de 750 km), com inclinação do plano orbital em relação ao Equador terrestre da ordem de 25

graus, e que seria estabilizado em atitude por gradiente de gravidade (ver figura 2). Esse sistema de estabilização de atitude era constituído basicamente por um mastro de alguns metros de comprimento, com uma massa na extremidade, recolhido durante o lançamento, mas uma vez que o satélite se encontrasse em sua órbita nominal final, deveria ser estendido através da ação de telecomandos enviados de solo, acionando os respectivos mecanismos de extensão.



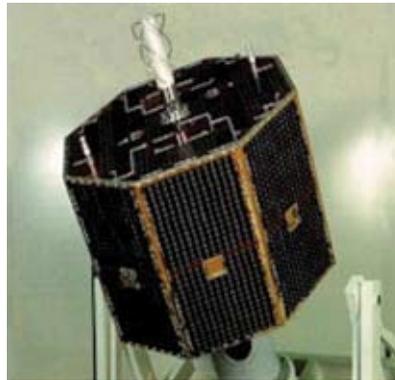
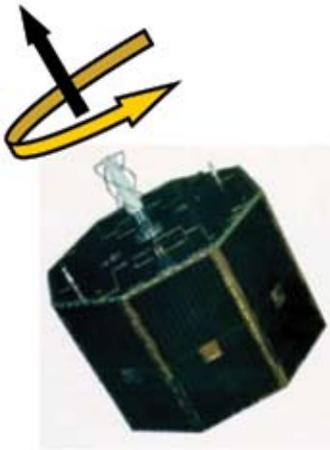
*Figura 2 - Conceito de gradiente de gravidade para estabilização de atitude*

O princípio da estabilização de atitude por gradiente de gravidade baseia-se no fato de que a diferença de potencial gravitacional entre os pontos onde se localizam o satélite, em uma das extremidades do mastro, e a massa, na outra, cria duas posições estáveis para a orientação do conjunto satélite-massa no espaço. A primeira é aquela em que o conjunto está alinhado com a vertical local, porém com o satélite voltado para a Terra e a segunda, quando o conjunto está alinhado na mesma direção, porém com a massa voltada para baixo. Caso o sa-

télate for, após a aplicação do procedimento de extensão do mastro, capturado na posição estável na qual ele ficaria voltado para a Terra, então suas antenas, colocadas na face oposta à do mastro, permaneceriam sempre voltadas para o solo, permitindo uma adequada transmissão e recepção de dados de controle e de carga útil. Esta é, obviamente, a situação desejável. Poderia acontecer porém, que o satélite fosse capturado na posição errada (massa para baixo) o que resultaria em um apontamento inadequado das antenas (estariam voltadas para o espaço), prejudicando a comunicação com o solo. Além disso, considerava-se não desprezível a possibilidade de que o sistema do mastro pudesse sofrer algum dano durante o lançamento que o impedisse de ser estendido quando chegasse a hora de realizar essa ação. Havia, adicionalmente, uma dose considerável de preocupação com outros fatores complicadores decorrentes do uso da estabilização de atitude por gradiente de gravidade. Por exemplo, como o último estágio do lançador seria estabilizado por rotação, o satélite seria liberado em órbita com a mesma velocidade de rotação desse estágio, em torno de seu eixo longitudinal. Por outro lado, a manobra de extensão do mastro, para captura da atitude na posição especificada, somente poderia ser efetuada com velocidade de rotação do satélite próxima a zero. Para reduzir a rotação do satélite após a inserção em órbita, foi especificado um dispositivo chamado “ioiô” (em analogia ao brinquedo infantil de mesmo nome) que consistia de um cordão com duas pequenas massas uma em cada ponta, que seria enrolado em uma posição apropriada em torno do conjunto composto pelo último estágio do lançador e o satélite. Logo após a entrada em órbita do conjunto, uma vez terminada a fase propulsada, o “ioiô” seria liberado, e deveria desenrolar automaticamente sob a ação da velocidade de rotação do satélite, até se desprender da estrutura do conjunto. Ao se desenrolar, o dispositivo absorveria a energia cinética rotacional do conjunto, resultando em uma redução drástica da sua velocidade de rotação. Essa era considerada uma fase crítica da missão pois, devido à violência do desenrolamento, não era improvável que pudesse ocorrer algum choque do “ioiô” com o conjunto, danificando algum componente crítico, como, por exemplo, o dispositivo para separação do satélite do último estágio do lançador, separação essa que deveria ocorrer logo após a atuação do “ioiô”. Era estimado que após a atuação do “ioiô”, a velocidade de rotação cairia para um valor residual da ordem de quatro rotações por minuto, ainda insuficiente para que o mastro de gradiente de gravidade pudesse ser estendido. Para a redução dessa velocidade residual, o satélite seria equipado por um conjunto de barras ferromagnéticas

instaladas na superfície de seus painéis laterais em uma geometria adequada. A interação do momento magnético gerado pelas barras com o campo magnético da Terra produziria um torque que, em alguns dias, reduziria a rotação do satélite para valores bem próximos a zero, permitindo que, finalmente, a manobra para extensão do mastro de gradiente de gravidade pudesse ser realizada. Nota-se, portanto, a complexidade de fatores envolvidos, bem como probabilidades consideráveis de acontecer contingências diversas. Em 1986, houve uma mudança no gerenciamento da MECB no INPE. Foi criado um grupo de sistemas de satélites com um representante para cada bloco, em que o projeto havia sido dividido, tanto no que diz respeito ao segmento espacial (satélite propriamente dito) quanto ao segmento solo (infra-estrutura de solo, tais como laboratórios e meios de rastreamento, para desenvolvimento e controle da satélites). Esse grupo era responsável pela definição, ao nível de sistema, do projeto do satélite e seus subsistemas e pelo acompanhamento das atividades de desenvolvimento, tanto sob o ponto de vista técnico quanto gerencial. Esse acompanhamento das atividades de desenvolvimento era efetuado junto aos gerentes de projeto de subsistemas. A mão de obra para o desenvolvimento seria fornecida pelos departamentos da estrutura formal do INPE, que alocaria seus especialistas no projeto conforme as suas respectivas grades de disponibilidades.

Uma das primeiras medidas tomadas pela nova equipe de gerenciamento foi redefinir a arquitetura básica do SCD1. A alteração de maior impacto desta redefinição foi a mudança do sistema de estabilização de atitude, do inicialmente proposto, por gradiente de gravidade, para o atual, por rotação que, além de mais simples tecnicamente, não apresentava os problemas e riscos já mencionados anteriormente. No caso da estabilização por gradiente de gravidade as antenas, que seriam instaladas na face do satélite, a ficar voltada para o solo, estariam sempre adequadamente posicionadas para a recepção e transmissão de sinais durante as passagens sobre estações de rastreio. Por esse motivo, poderiam ter uma largura de feixe mais estreita. Para a estabilização por rotação (ver figura 3), entretanto, o eixo de rotação tende a manter uma orientação inercial, apontando sempre para um mesmo ponto fixo no espaço. Isso faz com que o ângulo entre o eixo de rotação do satélite e a direção estação de rastreio-satélite varie bastante durante cada passagem, devido ao deslocamento do satélite em sua órbita. Por esse motivo, as antenas do satélite foram modificadas, de modo que sua faixa de cobertura fosse da ordem de 90 graus. Além disso, elas seriam instaladas nos dois painéis octogonais do satélite, permitindo a cobertura de 180 graus de hemisfério.

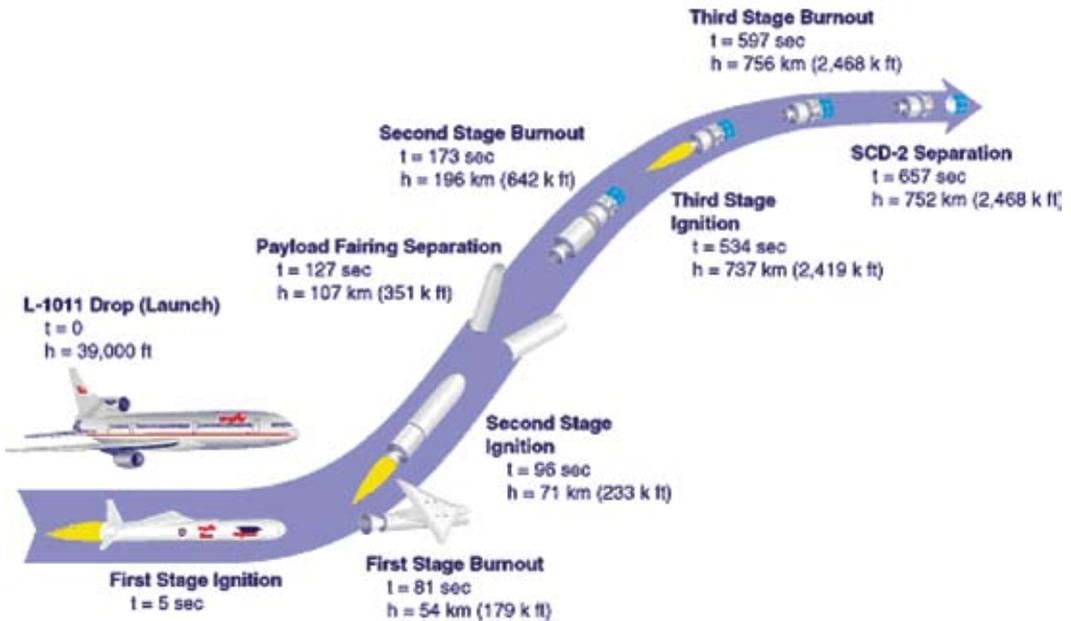


*Figura 3*  
- Concepção do SCD1 via estabilização por rotação

Em 9 de fevereiro de 1993 às 14:42:20 UTC ocorreu o lançamento do SCD1. Foi colocado em órbita pelo lançador norte-americano Pégasus, fabricado pela OSC (“Orbital Sciences Corporation”). Este veículo possui um conceito inovador em termos de lançamento de satélites. É transportado fixo a um avião até um determinado ponto, onde é liberado. Após alguns segundos de queda livre seus propulsores são acionados, iniciando-se o lançamento. A figura 4 mostra uma ilustração da liberação do foguete Pégasus da asa do avião que o transportava e a figura 5 apresenta a sequência de lançamento pelo Pégasus.



*Figura 5* - Liberação do foguete Pégasus pelo avião de transporte



**Figura 4** - Sequência de lançamento do SCD1 e SCD2 através do foguete Pégasus.  
 Fonte: <http://www.orbital.com/NewsInfo/Publications/peg-user-guide.pdf>

O SCD1 foi injetado em uma órbita circular de aproximadamente 750 km de altitude e 25 graus de inclinação em relação ao plano do Equador, com uma velocidade angular de 120 rotações por minuto. Devido principalmente à altitude orbital e ainda ao fato de que a órbita é quase circular, o SCD1 se desloca a uma velocidade de aproximadamente 27.000 km/h, completando uma volta inteira (órbita) em torno do globo terrestre em apenas 100 minutos.

O SCD1 possui o formato de um prisma octogonal. Apenas uma de suas faces, a octogonal inferior, não é recoberta por células solares. Esta face é usada, pelo subsistema de controle térmico, para dissipação de calor. Por esse motivo, a incidência direta de luz solar nessa face deve ser evitada por causar problemas de sobre-aquecimento com consequentes danos a seus equipamentos. Para manter o satélite em uma orientação segura, em que a luz solar não incida em sua face inferior, o valor do ângulo de aspecto solar (ângulo entre o eixo de rotação do satélite e a direção de incidência da luz solar) é continuamente monitorado em solo e, quando necessário, a atitude do satélite é corrigida através da execução de uma manobra de reorientação do eixo de rotação. Os torques de controle que causam o redirecionamento do eixo de rotação são produzidos pela ativação, através de

telecomandos emitidos de solo, de uma bobina magnética do subsistema de controle de atitude do satélite. Quando ativada, a bobina gera um campo magnético que interage com o campo magnético da Terra produzindo um torque que atua no sentido de redirecionar o eixo de rotação do satélite.

Hoje, quase quatorze anos após a expiração de seu tempo de vida nominal projetado (um ano apenas), o SCD1 apresenta ainda uma surpreendente condição de desempenho global. Apesar de uma redução da capacidade de retenção de carga de sua bateria, problema contornado através da elevação do tempo de carregamento durante períodos de iluminação solar, o SCD1 continua apresentando um desempenho totalmente satisfatório com relação ao aproveitamento de sua carga útil, tendo ultrapassado amplamente os objetivos para os quais foi concebido.

Os números relacionados ao SCD1 impressionam. Seguem alguns deles, bastante curiosos, tomando como referência 9 de fevereiro de 2007, quando ele completou 14 anos em órbita. Nesse dia, ele totalizou ainda 73.873 órbitas em estado plenamente operacional, o que significa que superou em 1300% seu tempo de vida nominal ou, em outras palavras, realizou 1300% além do que dele era esperado. Percorreu a distância de 3.308.580.482 km, equivalente a aproximadamente 4.353 viagens de ida e volta à Lua (distância de ida e volta à Lua: aproximadamente 760.000 quilômetros). Recebeu de solo um total de aproximadamente 170.000 telecomandos e, quanto às manobras de reorientação de seu eixo de rotação executou algo da ordem de 35.

### 3.2 O lançamento do SCD1

O grupo de dinâmica orbital do centro de controle de satélites tem a tarefa de assegurar a aquisição e o rastreo dos satélites do INPE (a partir da injeção em órbita) através de cálculos de determinação e propagação de órbita e envio de previsões de passagens dos satélites para as estações de rastreo. À primeira vista pode parecer uma tarefa simples, mas na verdade não o é. Principalmente considerando-se as operações relacionadas ao SCD1. Levando em conta que foi o “debut”<sup>1</sup> do grupo numa missão real, e considerando os fatos imprevistos que aconteceram, essa campanha de lançamento tornou-se algo dramática.

O software de dinâmica orbital, particularmente o de determinação de órbita, foi extensivamente testado com dados reais e simulados de outras missões, per-

---

<sup>1</sup>“Debut” palavra francesa para “início”, “estréia”.

mitindo o rastreo rotineiro de satélites em órbita. Portanto, havia a expectativa da equipe de enfrentar os desafios durante toda a operação de FLOI (Fase de Lançamento e Órbitas Iniciais) com sucesso. Houve vários adiamentos devidos às mais diversas razões (de dezembro de 1992 para janeiro de 1993, depois para 07 de fevereiro, e finalmente 09 de fevereiro), obrigando a equipe a recalcular e reconfigurar vários arquivos de computador para estar preparada e fazer frente às contínuas mudanças de data de lançamento e restrições por conta das janelas de lançamento (período do dia que permite obedecer a todos os requisitos da missão).

A ESA (European Space Agency - Agência Espacial Européia) gentilmente se propôs a rastrear o lançamento do SCD1 a partir de sua estação de Mas Palomas (situada nas Ilhas Canárias, Espanha, costa oeste da África, acima da linha do Equador), em sua primeira órbita, para suporte e aquisição de dados. Além disso, contava-se com o suporte das estações de rastreo do INPE, situadas em Cuiabá (MT) e Alcântara (MA). No dia do lançamento, o equipamento de medidas orbitais de Alcântara sofreu uma pane, mas, como a sua capacidade de obtenção de dados de telemetria do satélite permanecia operacional, o fato não foi considerado importante a ponto de descontinuar a contagem regressiva de lançamento.

Em 09 de fevereiro, um avião B-52 carregando em sua asa o foguete Pégasus com o satélite SCD1 em sua ogiva (ver figuras 4 e 5), decolou às 13:25 horas GMT (horário de Greenwich), com uma hora de atraso, da base do Centro Espacial Kennedy. Quando o B-52 chegou à região onde deveria soltar o foguete (centenas de km a oeste da Flórida) a cerca de 10km de altitude, ouviu-se claramente, através do sistema de som do centro de controle do INPE, um comando de voz “abort” (abortar) emitido por um dos operadores do centro de lançamento de Wallops, responsável pelo controle do foguete. Tomada pela surpresa inicial, a equipe de controle do INPE absorveu a notícia e se preparava para um novo atraso quando, repentinamente foi apanhada por uma nova e mais contundente surpresa: chegou um sinal informando a ocorrência da ignição do primeiro estágio do foguete, configurando o início do lançamento. Naquele momento houve uma paralisia geral em todos para tentarem entender a situação. Mas o lançamento realmente havia se iniciado, seguindo-se a ignição do segundo estágio, em seguida a do terceiro estágio, depois a aceleração da rotação do último estágio do lançador com o satélite preso em sua ogiva e, finalmente, a liberação do satélite. Tudo isso ocorreu em questão de 11 minutos. Todos ocuparam suas posições no centro de controle do INPE, esperando ansiosamente pela primeira aquisição do sinal do satélite pela estação de rastreo de Alcântara. A confirmação da aquisição chegou de Alcântara

pelo sistema de comunicação de voz do CRC (Centro de Rastreamento e Controle), às 14:42:24 GMT, e foi saudado efusivamente pelos participantes. Seguiu-se o rastreamento através da estação de Mas Palomas da ESA, que fornecia apoio ao INPE na campanha de lançamento do SCD1.

Nesse meio tempo, a equipe de controle aguardava estimativas dos elementos orbitais do satélite no instante da injeção dele em órbita, e obviamente do próprio instante de injeção. Estava acordado que essas estimativas deveriam ser fornecidas ao INPE pela OSC (“Orbital Sciences Corporation”), fabricante do Pégasus. Essas informações efetivamente nunca foram fornecidas. Acredita-se que, após a mencionada ocorrência do comando “abort”, o relógio foi desativado e, em consequência, todas as marcações de tempo estariam, a partir de então, equivocadas. A favor dessa hipótese há o fato de que foi recebida pelo INPE uma informação completamente errônea de que o instante de injeção em órbita do satélite seria 14:45:00 GMT. Com base nos dados de aquisição do satélite via Alcântara, a equipe havia rapidamente concluído, por meio de cálculos utilizando uma extrapolação no tempo, que o instante de injeção mais provável seria em torno de 14:42:20 GMT. Infelizmente não foi possível que a equipe corrigisse a tempo este erro de sincronização e, com isso, Alcântara não foi capaz de rastrear a segunda órbita. Após recalcular a estimativa do tempo de injeção, nova órbita foi computada, novas previsões de rastreamento foram geradas e enviadas às estações de Cuiabá e Alcântara, que conseguiram captar o sinal e rastrear o satélite com sucesso. Desse ponto em diante não foram notados maiores problemas adicionais que configurassem dificuldades de rastreamento do SCD1. As estimativas de órbita do satélite foram sendo gradativamente refinadas por sucessivas aplicações do processo de determinação de órbita que, poucas passagens após, entrou em modo de operação rotineira.

Naturalmente, ocorreram outros problemas menores que foram sucessivamente solucionados. Certamente a primeira experiência da equipe não ocorreu suavemente. Complicações relacionadas ao sistema de atitude do satélite também se fizeram presentes (orientação e posicionamento do eixo de rotação, vide figura 3). Para medir a orientação do eixo de rotação, o SCD1 dispõe de dois sensores solares e um sensor magnético (magnetômetro) de três eixos. Os primeiros (solares) medem o ângulo que a direção de incidência da luz solar forma com o eixo de rotação do satélite, ângulo este que é chamado de ângulo de aspecto solar. O sensor magnético, mede nos três eixos principais do satélite, a intensidade do campo magnético da Terra. Através da redução e processamento de dados

destes sensores são obtidas estimativas com precisão da ordem de 0,5 grau da atitude do satélite, isto é, de sua orientação no espaço. Para evitar que equipamentos do satélite sofressem danos devido ao sobre-aquecimento, causado pela possível incidência do sol no painel hexagonal inferior do satélite, o ângulo de aspecto solar deveria ser mantido menor que 90 graus. Acima desse valor do ângulo, o subsistema de controle térmico não teria capacidade suficiente para dissipar o excesso térmico gerado no interior do satélite. Levando estas restrições em conta, pode-se fazer um balanço retrospectivo dos problemas ocorridas na fase de lançamento.

Um dos primeiros problemas ocorridos consistiu na rejeição de todos os dados de telemetria enviados pelo satélite ao centro de controle. A solução foi modificar o software para desligar a verificação de paridade dos dados recebidos, que constatou-se estarem mal calibrados. Outros problemas foram: rejeição de dados do sensor magnético; presença de oscilações nas estimativas da taxa de rotação calculadas via sensores solares; excesso de ruído nos dados do sensor magnético; sistema de cálculo para determinação de atitude apresentando resultados sem significado; problemas com o pré-processamento de dados dos



*Figura 6 - Foto da equipe de controle de satélites do INPE participante da campanha de lançamento do satélite SCD1, na sala de controle principal do Centro de Controle de Satélites do INPE, no dia do lançamento do SCD1, em fevereiro de 1993.*

sensores. Todos esses problemas foram sendo paulatina e engenhosamente solucionados pela equipe de dinâmica orbital, não obstante o sacrifício de algumas noites durante a campanha de lançamento que, na realidade, durou quase uma semana após a injeção do satélite em órbita.

Considerando a pressão sob a qual a equipe trabalhou durante o lançamento, e o fato dela ser debutante em missões espaciais, foi uma agradável surpresa que os resultados, apesar dos citados problemas, tenham sido excelentes. A análise realatada a posteriori mostrou que o preparo da equipe para contornar as circunstâncias adversas foi crucial e, em nossa opinião particular, produziu fantásticos resultados. Começando com a indisponibilidade de parte do equipamento de medidas orbitais de Alcântara, a falha do relógio do lançador com consequente informação errônea do tempo de injeção ao INPE, os problemas com dados de telemetria e outros correlatos, é incrível notar que os eventos se sucederam da melhor maneira possível. Sem dúvida, a precisão do foguete que injetou o satélite SCD1 em uma órbita bastante próxima à prevista foi um fator de primordial contribuição para que as atividades pudessem ser executadas com o sucesso que foi. Decisões acertadas tomadas nos instantes corretos, mais uma pequena dose de sorte, contribuíram para o triunfo do lançamento do SCD1, para benefício do INPE, e para o prosseguimento do Programa Espacial Brasileiro (MECB).

### 3.3. O satélite SCD2

O SCD2, segundo satélite de coleta de dados ambientais da MECB (Missão Espacial Completa Brasileira) projetado, construído, e operado em órbita pelo INPE, foi lançado em 22 de Outubro de 1998. Como no caso do SCD1, também através do foguete lançador norte-americano Pégasus. O avião L-1011, que transportava o Pégasus com o SCD2, decolou da Base de Cabo Canaveral, na Flórida, às 21:05 horas (horário de Brasília). Sobre o Oceano Atlântico, 57 minutos após a decolagem, o Pégasus com o SCD2 foi liberado do avião. O disparo do primeiro estágio ocorreu 5 segundos após a liberação. Exatamente às 22:12:57 (aproximadamente 11 minutos após o disparo) ocorreu a separação entre o satélite e o último estágio do lançador, concluindo o lançamento com êxito e garantindo a continuidade do Programa de Coleta de Dados Ambientais. A figura 7 apresenta o traço (projeção da órbita do satélite no solo) das primeiras órbitas do SCD2.

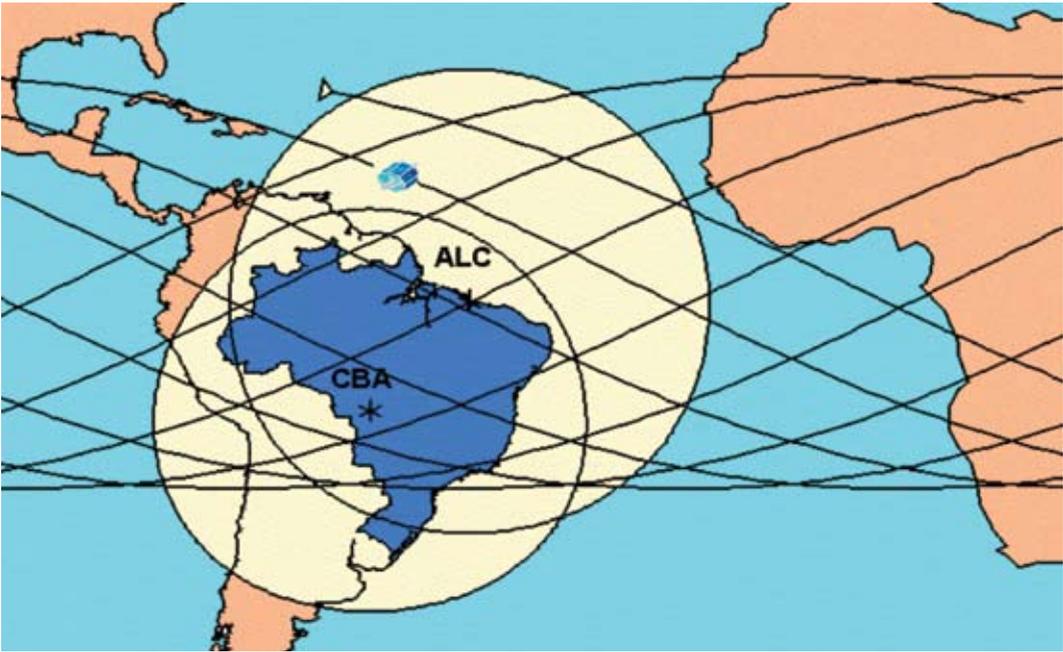


Figura 7 - Injeção em Órbita do SCD2

Aproximadamente 12 segundos após a separação entre o satélite e o último estágio do foguete lançador, o SCD2 entrou na região de visibilidade (alcance) da estação de rastreamento de Alcântara (ver figura 7). A antena da estação imediatamente captou o sinal transmitido pelo SCD2, o que indicava que o transmissor de telecomunicações de serviço do satélite, que deveria ser automaticamente ativado durante a separação, estava ativo. A estação passou então a dispor da telemetria de dados do satélite, visualizada em tempo real também no Centro de Controle, em São José dos Campos. A telemetria recebida indicava que o satélite não apresentava qualquer problema de desempenho. Seus sensores solares foram ligados já nessa primeira passagem.

O lançamento do SCD2 ocorreu com muita fidelidade em relação ao que havia sido planejado. O satélite foi injetado em uma órbita com altitude média da ordem de 760 km, bastante próxima da nominal. As informações sobre o estado orbital do satélite, que deveriam ser fornecidas pela fabricante OSC, trinta minutos após a separação do último estágio do lançador foram recebidas pelo INPE apenas 5 minutos após a ocorrência deste evento. Essas informações revelaram-se bastante precisas. Utilizando-as como informação inicial, foi gerado, no centro de controle do INPE, um conjunto de previsões dos ângulos de apontamento para as

estações de rastreio de Alcântara e Cuiabá direcionarem suas antenas nas próximas passagens do satélite sobre elas. Apontando as antenas segundo os valores de ângulos preditos, não houve qualquer problema para a captação do sinal do satélite nas duas passagens seguintes por Alcântara e na primeira por Cuiabá. Daí por diante, os resultados do procedimento de determinação de órbita, que foram sendo sucessivamente refinados após cada passagem, já dispunham de precisão suficiente para que as previsões de passagens pudessem ser atualizadas. Ao final da primeira sequência de passagens do SCD2, a órbita já estava satisfatoriamente determinada e a aplicação dos procedimentos de operação relativos à dinâmica orbital já seguia uma rotina similar à do SCD1.

A atitude do satélite SCD2 também se apresentou bem próxima ao esperado após o lançamento. O vínculo de atitude mais restritivo imposto ao SCD2 é o de que os raios solares não devam incidir nos painéis octogonais superior e inferior do satélite com um ângulo superior a 10 graus. Isto significa que o ângulo de aspecto solar (que é diretamente medido pelos sensores solares) deve ser mantido na faixa entre 80 e 100 graus. As leituras dos sensores solares indicavam que, logo após a injeção em órbita, o valor médio desse ângulo era de 90,3 graus, bastante próximo, portanto, ao valor ideal.

Ao completar oito anos em órbita, os subsistemas do SCD2 continuam a operar de modo amplamente satisfatório. O desempenho do Subsistema de Controle de Atitude só pôde ser comprovado após a realização das primeiras manobras. Diferentemente do SCD1, o SCD2 possui um sistema de controle autônomo de ajuste da velocidade de rotação, através de controle via atuação magnética. Devido a isso, ele está equipado com bobinas magnéticas com eixos longitudinais perpendiculares ao eixo de rotação do satélite (em adição às bobinas de torque para reorientação do eixo de rotação, cujos eixos longitudinais são paralelos a este mesmo eixo). Este sistema deve manter a velocidade de rotação dentro de uma faixa nominal de operação de 32 a 36 rpm. Sempre que ela atingir o limite inferior da faixa, o controle é acionado automaticamente pelo computador de bordo, atuando no sentido de aumentar a velocidade de rotação. Quando o limite superior (36 rpm) é atingido, o sistema é automaticamente desativado. O primeiro gráfico da figura 8 apresenta a curva da velocidade de rotação do SCD2 durante o seu primeiro ano em órbita. O crescimento brusco que se observa na curva no mês de maio é o efeito da primeira atuação do circuito de controle autônomo. Graças à ação desse sistema, a velocidade de rotação mantém-se, até o presente, confinada dentro da mencionada faixa nominal de variação especificada (32 a 36 rpm).

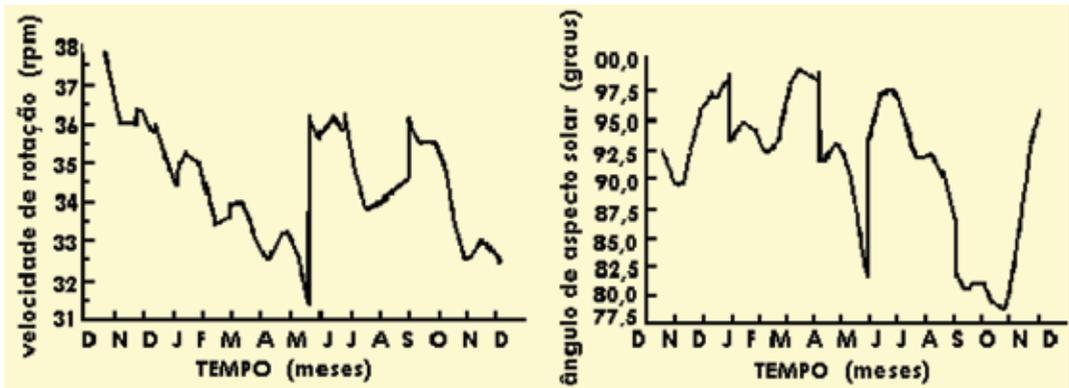


Figura 8 - Velocidade de rotação e ângulo de aspecto solar do SCD2 durante o primeiro ano em órbita

Em 2 de março de 2004, ocorreu uma falha na chave de comutação do canal do vídeo que, desde então, deixou de funcionar. Isto provocou a impossibilidade de receber, em solo, a telemetria codificada pelo computador de bordo de satélite, que é, no entanto, um equipamento redundante secundário para a realização dessa atividade. O computador de bordo foi então desligado, com o que o satélite passou a operar apenas com o codificador direto de telemetria, este sim o equipamento primário para a realização dessa função. Portanto, o defeito não acarretou nenhuma queda de desempenho do satélite na realização de sua missão de coleta de dados ambientais, mas sim em uma simples perda de redundância.

O fenômeno da longevidade do SCD1 está sendo repetido pelo SCD2. Completados pouco mais de oito anos de operação em órbita, o segundo satélite do INPE sobrevive, em estado satisfatório de funcionamento global. Isso significa nada menos que 350% de operação além de seu tempo de vida útil nominalmente esperado, que foi estimado, ressaltando mais uma vez, em apenas dois anos antes do lançamento.

Nesta sua vida no espaço, o SCD2 que, como o SCD1, foi inteiramente desenvolvido e produzido no Brasil, completou em 31 de dezembro de 2006 o número de 43240 órbitas. Neste tempo, percorreu uma distância de 1.732.843.993 quilômetros, o que corresponde a 2.280 viagens de ida e volta à Lua.

As manobras realizadas pelo Centro de Controle de Satélites do INPE, em São José dos Campos (SP), também têm números significativos. Foram 29 manobras de reorientação do eixo de rotação, 23 de incremento da velocidade de rotação e 29.254 telecomandos enviados ao satélite.

## 4. O sistema de coleta de dados

O Sistema de Coleta de Dados Ambientais é constituído atualmente pelos satélites SCD1, SCD2 e CBERS-2, pela rede de plataformas de coleta de dados ambientais (PCD) distribuída pelo território nacional, pelas Estações de Recepção de Cuiabá e de Alcântara e pelo Centro de Missão Coleta de Dados (CMCD) localizado na cidade de Cachoeira Paulista.

No Sistema de Coleta de Dados, os satélites funcionam como retransmissores de mensagens, conforme ilustrado na figura 9. Quando um dos satélites do sistema entra na região de alcance (visibilidade) de uma das estações de recepção (Cuiabá ou Alcântara), a comunicação satélite solo é estabelecida. Os sinais continuamente emitidos pelas PCDs, que visualizam o satélite durante sua passagem pela estação de recepção, são recebidos pelo satélite e, imediatamente, retransmitidos por este em direção à estação receptora. Na estação, esses dados são armazenados e, após cada passagem dos satélites, são transmitidos ao CMCD, onde são processados e disponibilizados aos usuários do sistema. Assim, a comunicação entre a rede de PCDs e as estações de recepção é estabelecida através dos satélites. As plataformas são geralmente configuradas para transmitir, a cada 200 segundos, cerca de 32 bytes de dados úteis.

Os satélites SCD1, SCD2 e CBERS-2 operam em duas faixas de frequência UHF para recepção das mensagens transmitidas pelas plataformas de Coleta de Dados: em torno de 401,62 MHz e de 401,65 MHz. Os sinais das PCDs visíveis, recebidos a bordo dos satélites, são retransmitidos para o solo na Banda de frequência S (em torno de 2.267,52 MHz) e, apenas no caso do satélite CBERS-2, também em UHF (462,5 MHz). No solo, os sinais são recebidos nas estações de Cuiabá e/ou de Alcântara e enviados para o CMCD para processamento, armazenamento e disseminação aos usuários. O envio desses dados ao usuário é feito através da Internet, em no máximo 30 minutos após a recepção.

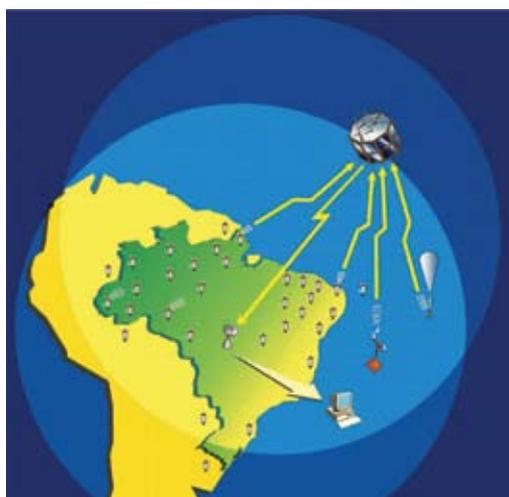
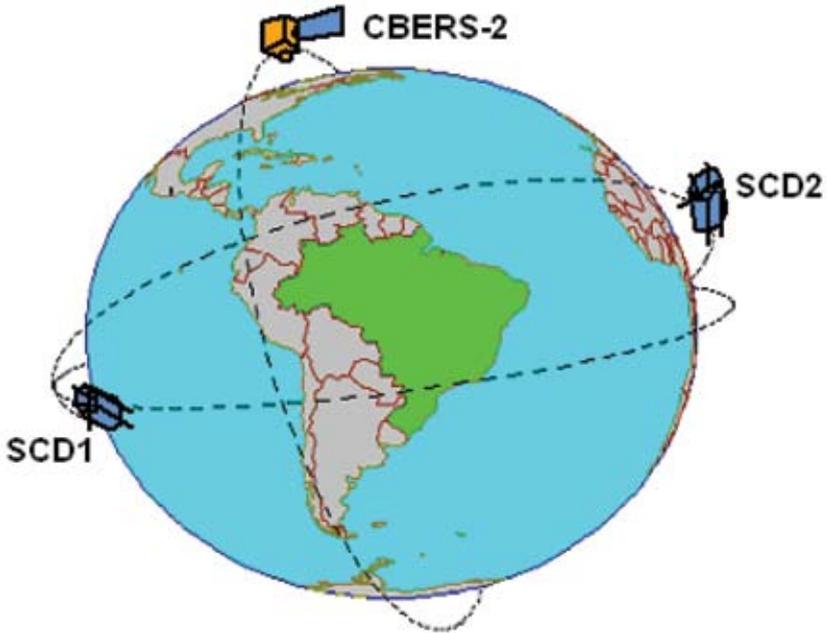


Figura 9 - A Missão de Coleta de Dados Ambientais

Figura 10 - Órbitas dos Satélites SCD1, SCD2 e CBERS-2



A figura 10 apresenta uma ilustração das órbitas dos satélites SCD1, SCD2 e CBERS-2 em torno do globo terrestre. Observe-se que enquanto o SCD1 e o SCD2 possuem órbitas quase equatoriais com 25 graus de inclinação orbital, o CBERS-2 encontra-se numa órbita polar, isto é com inclinação do plano orbital da ordem de 90 graus em relação ao plano do Equador.

A figura 11 mostra que as passagens do CBERS-2 são, devido à sua órbita polar, em número reduzido, se comparadas às dos SCDs.

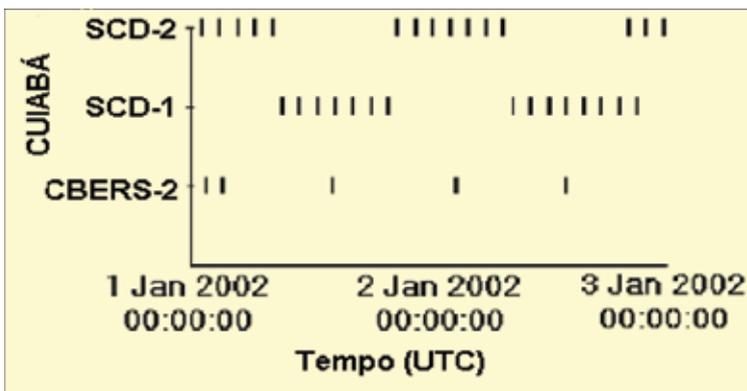


Figura 11 - Passagens Diárias dos Satélites SCD1, SCD2 e CBERS-2 Sobre a Estação de Rastreamento de Cuiabá.

De qualquer modo, em 13 de abril de 2005, uma das baterias do CBERS-2 deixou de funcionar e, como estratégia para contornar o problema foram adotadas as seguintes medidas: colocar algumas das suas cargas úteis em modo de economia de energia (“stand-by”); ligar a câmara CCD durante no máximo 10 minutos por passagem; e desligar definitivamente o Subsistema de Coleta de Dados (DCS). Isso marcou o fim de participação do CBERS-2 na Missão de Coleta de Dados Ambientais. Embora nominalmente seja considerado que o CBERS-2 ainda integra o Sistema de Coleta de Dados Ambientais, já que o DCS pode ser eventualmente ligado, atualmente o satélite não está realizando sua função relacionada a esse sistema.

A rede implantada de Plataformas de Dados Ambientais que, ao início de operação do SCD1 consistia de pouco mais de 60 plataformas, sofreu, graças ao excelente desempenho do satélite, uma grande expansão, tanto em número de plataformas quanto em termos de diversidade de aplicações, o que mostra um crescente interesse dos usuários nos serviços oferecidos. A evolução anual da quantidade de plataformas instaladas é apresentada na figura 12. A rede iniciou-se em 1993 com cerca de 60 unidades, permanecendo este número estacionário até 1996. A partir desse ano, verificou-se um crescimento notável com a aquisição de cerca de 200 plataformas pela Agência Nacional de Energia Elétrica (ANEEL), das quais 176 eram do tipo hidrológico e 24 do tipo meteorológico. Na mesma época, houveram iniciativas, como a do Programa de Monitoramento de Tempo, Clima e Recursos Hídricos do MCT (PMTCRH), que também contribuíram consideravelmente para o notável aumento do número de plataformas instaladas. Em 1999, os Estados de Goiás e Pernambuco iniciaram a instalação de suas respectivas redes meteorológicas adquiridas com recursos próprios. Pa-

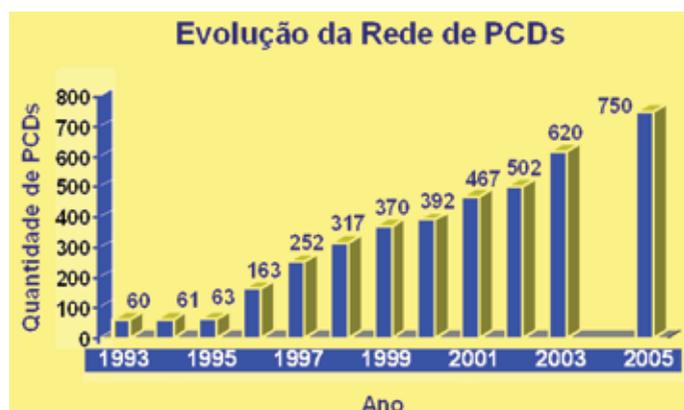
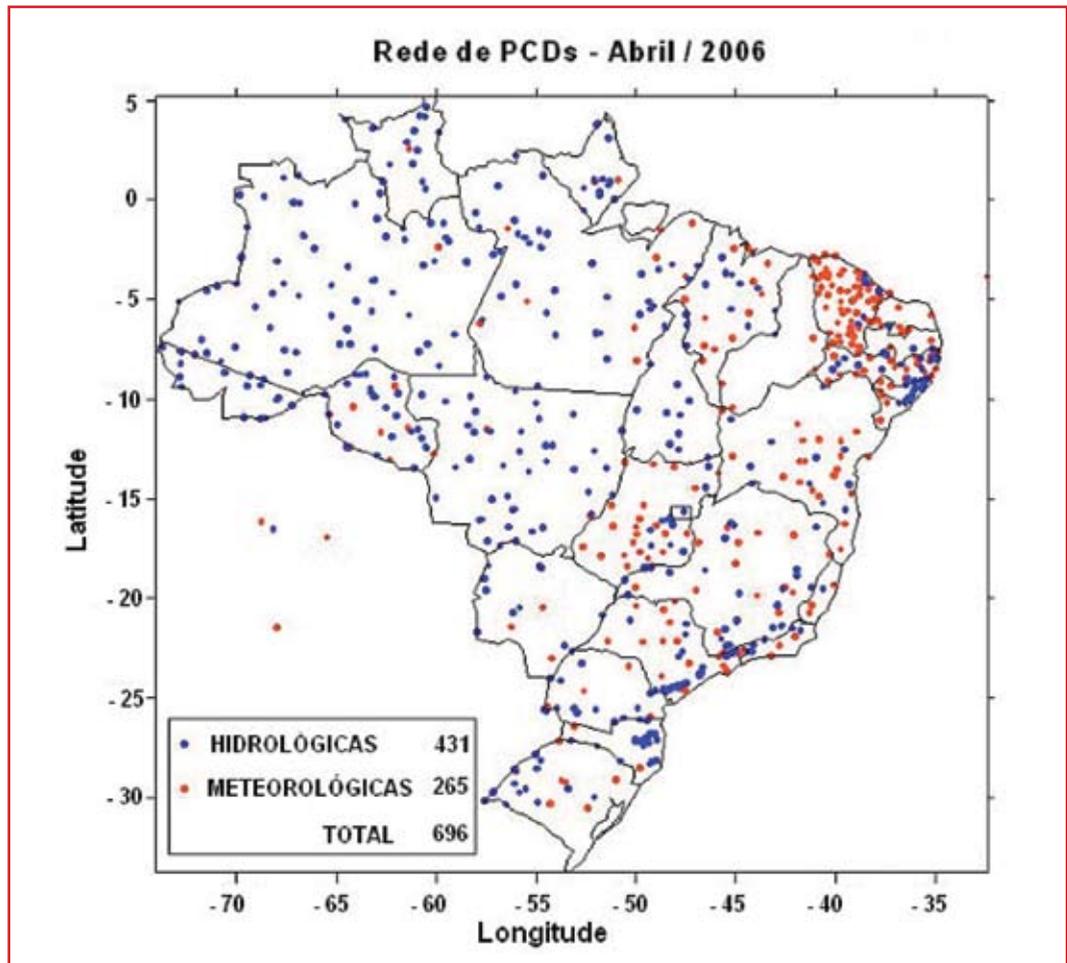


Figura 12 - Evolução do Número de PCDs (atualização em abril de 2006)

ralelamente, foram sendo lançadas pela DHN –Diretoria de Hidrologia e Navegação da Marinha – plataformas em bóias oceânicas do projeto PN-Bóia. Em 2000, foi iniciada a instalação da rede de plataformas do Sistema de Vigilância da Amazônia (SIVAM) constituída de cerca de 200 plataformas cuja configuração e localização foram definidas conjuntamente pela ANEEL e pelo INPE. Ao final de 2001, encontravam-se instaladas cerca de 467 plataformas. Ao final de 2002, este número já era da ordem de 600 plataformas. Atualmente o número de PCDs instaladas supera 750 unidades.

A figura 13 apresenta a distribuição no território nacional de PCDs dos tipos hidrológicas e meteorológicas.

Figura 13 – Localização das PCDs hidrológicas e meteorológicas (Atualização em 2006).



## 5. Conclusão

A longevidade dos satélites SCD1 e SCD2 atesta e é, sem dúvida, resultado dos seguintes fatores:

- a alta competência tecnológica gerada no INPE;
- o rigor empregado nos processos de qualificação, tanto no que tange aos componentes quanto aos subsistemas, e de integração dos subsistemas aos modelos de voo dos satélites;
- da qualidade dos processos operacionais desenvolvidos para o controle dos satélites no INPE, graças a um gerenciamento eficiente das atividades de solo, e da competência das bem treinadas equipes operacionais.

Além dos fatores acima, deve ser destacada a alta confiabilidade do sistema de solo, cujos equipamentos foram especificados pelas equipes especializadas em sistemas de solo do INPE e, em grande parte, desenvolvidos no próprio INPE, por estas mesmas competentes equipes. Também tiveram grande responsabilidade pelo sucesso dos satélites as equipes de desenvolvimento de software aplicativo. Tanto o software aplicativo de tempo real, quanto o de dinâmica orbital foram desenvolvidos integralmente no INPE, por seus técnicos, e seu ótimo desempenho atesta a proficiência adquirida nesta área nesse mesmo instituto.

