

Em Órbita

n.º 30 - Setembro de 2003



Em Órbita

Ano 3, N.º 30

26 de Agosto de 2003, Braga – Portugal

O boletim *Em Órbita* está disponível na Internet na página de Astronomia e Voo Espacial www.zenite.nu.

Na Capa: 13 de Maio de 2003. O foguetão Atlas-5/401 (AV-002) encontra-se pronto na plataforma SLC-41 do Cabo Canaveral, para colocar em órbita o satélite de comunicações Hellas Sat 2.

Devido ao facto de no mês de Junho de 2003 terem ocorrido dez lançamentos orbitais e de forma a não tornar o boletim demasiado grande (mesmo na sua versão PDF), e ao contrário do que tinha sido anunciado no último número do *Em Órbita*, a presente edição do boletim é somente dedicada aos lançamentos orbitais do mês de Maio de 2003 juntamente com as outras rubricas normais do boletim.

Os lançamentos orbitais do mês de Junho e Julho de 2003 serão relatados num “*mega*” *Em Órbita* a ser editado em Setembro de 2003 (*Em Órbita* n.º 31).

- **Editorial, por Rui C. Barbosa**
- **Lançamentos não tripulados**
 - 08 de Maio – GSLV (D2) / G-Sat 2 ‘Gramsat’
 - 09 de Maio – M-V (5) / Hayabusa ‘MUSES-C’
 - 13 de Maio – Atlas-5/401 (AV-002) / Hellas Sat 2
 - 24 de Maio – CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7) / Beidou-1C
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Agosto de 2003**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Quadro dos lançamentos suborbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos suborbitais**
- **Regressos / Reentradas**
- **Cronologia Astronáutica (VIII), por Manuel Montes**

No próximo *Em Órbita*

- **Lançamentos orbitais e suborbitais realizados em Junho e Julho de 2003**

O *Em Órbita* está disponível para *download* na Internet em

<http://groups.yahoo.com/group/em-orbita/>

Para se inscrever neste grupo basta enviar uma mensagem para

em-orbita-subscribe@yahoogroups.com

Todos os números do *Em Órbita*
serão aqui colocados para *download*

Editorial

Por Rui C. Barbosa

A Era Espacial ficará marcada como um período de grandes conquistas tecnológicas e feitos comparáveis à Era dos Descobrimentos de há 500 anos atrás. No entanto o caminho a percorrer será sempre um trilha árduo que mais cedo ou mais tarde reclama as suas vítimas.



Desde o alvorecer da Era Espacial, muitos foram os espetaculares fracassos que marcaram os avanços que mais tarde colocariam Gagarin em órbita e Armstrong na Lua. Com o evoluir das tecnologias pensou-se que as viagens espaciais se tornariam rotineiras, mas os acidentes da Soyuz-1, Apollo-13, do Challenger e do Columbia, mais recentemente, fazem-nos voltar à realidade das viagens espaciais.

Pensa-se sempre que os acidentes ocorrem nas fases mais dinâmicas da missão. Os lançamentos são momentos de libertação de uma energia acumulada na forma dos propolentes dos veículos e o modo controlado como essa libertação deve ocorrer por vezes não acontece da melhor maneira. Mais de 300 lançadores falharam desde Outubro de 1957 em diversas tentativas de lançamento. As fases de preparação do veículo são vistas como momentos calmos de antecipação e expectativa do sucesso que tanto se anseia alcançar.

Marcado para 25 de Agosto de 2003, o Brasil tinha a esperança de finalmente adquirir a capacidade autónoma de colocar os seus satélites em órbita com o seu terceiro VLS-1. A antecipação e esperança eram altas na Base Espacial de Alcântara e a última simulação do lançamento no dia 20 de Agosto, tinha dado uma alta confiança a todos os engenheiros, técnicos e dirigentes da Agência Espacial Brasileira.

A tragédia que se abateu sobre o Brasil no dia 22 de Agosto é mais um sinal de como a Era Espacial reclama as suas vítimas. A explosão do VLS-1 (V-03) causou a morte de mais de duas dezenas de pessoas, podendo este número ser mais elevado à medida que se for fazendo a macabra contabilidade das vítimas deste acidente.

Certamente que o inquérito ordenado pelo governo brasileiro irá procurar as razões e as causas do acidente.

Aparentemente um dos motores a combustível sólido entrou em ignição numa altura em que não eram muitas as actividades na plataforma de lançamento, que ruiu com a explosão. Deverá procurar-se saber como é que o combustível sólido entrou em ignição, pois ao contrário do que se pode pensar, este tipo de combustível não é como pólvora na qual um simples fósforo é suficiente para causar a sua ignição. Certamente que uma falha técnica grave talvez nos dispositivos eléctricos do sistema de ignição, causou a ignição do propulsor destruindo por completo a plataforma de lançamento.

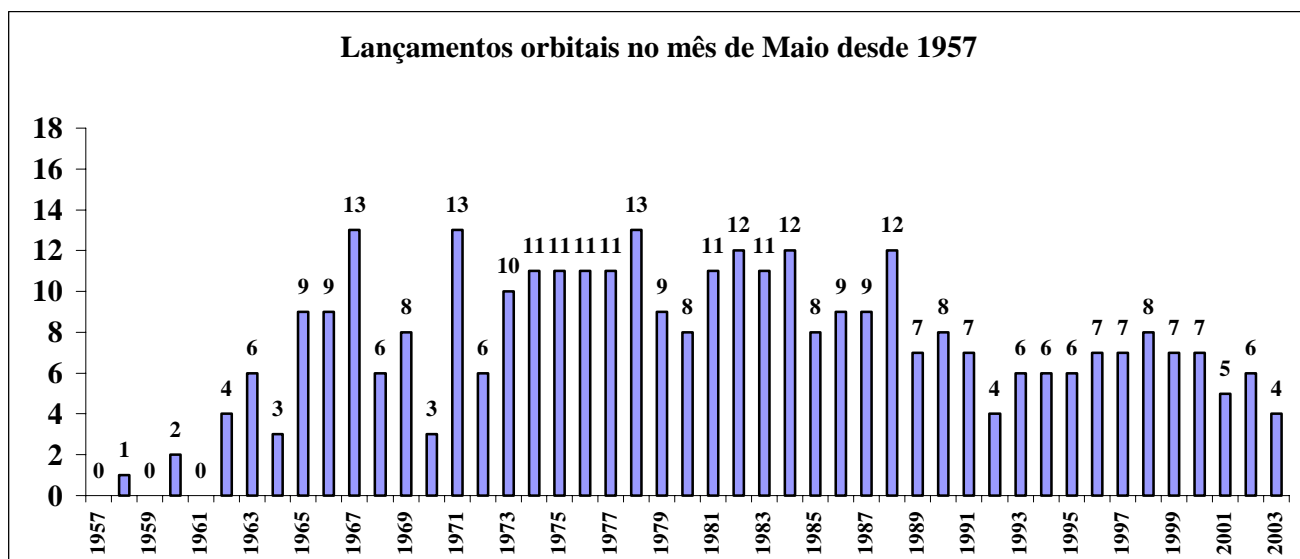
Um Brasil enlutado pelo cobarde assassinato de Sérgio Vieira de Mello, chora agora os heróis da Base de Alcântara. Os seus nomes irão permanecer para sempre na História do Programa Espacial Brasileiro, mas a melhor homenagem que o Brasil pode fazer a estes homens é prosseguir os seus esforços no desenvolvimento das tecnologias e renovar o empenho na conquista dos céus.

Valença do Minho, 23 de Agosto de 2003

Lançamentos não tripulados

Em Maio de 2003 registaram-se 4 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 4 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Maio foram realizados 4.269 lançamentos orbitais, 346 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,105% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,768% do total) onde se verificam mais lançamentos orbitais e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (265 lançamentos que correspondem a 6,208% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Abril teve lugar a 15 de Maio de 1958 (0700:35UTC) quando um foguetão 8A91 Sputnik (B1-1), lançado a partir da plataforma 17P32-5 (LC1 PU-5) do Cosmódromo de Baikonur, colocou em órbita o satélite 3-y Sovetskiy ISZ 'Sputnik-3' <D-1 n.º 2> (00008 1958 Delta 2 1958-004B). O Sputnik-3 era o projecto inicial do primeiro satélite soviético (a contribuição soviética para o Ano Geofísico Internacional), porém devido ao atraso na sua construção o seu lançamento foi adiado e substituído por um satélite mais simples, o Sputnik-1.



8 de Maio – GSLV-D2

G-Sat 2 'Gramsat'

Na tentativa de no futuro obter um lugar no lucrativo (ou quase) mercado dos lançamentos espaciais, a Índia levou a cabo no dia 8 de Maio o segundo lançamento do seu foguetão GSLV.

Lançamento orbital n.º 4.266
Lançamento Índia n.º 14 (0,328%)
Lançamento Sriharikota Island n.º 14 (0,328%)

O Geostationary Satellite Launch Vehicle

O projecto do GSLV tem como objectivo a aquisição de uma capacidade de lançamento orbital para satélites em órbita geossíncrona. O primeiro voo de ensaio deste lançador, o GSLV-D1, foi testado com sucesso a 18 de Abril de 2001 colocando em órbita o satélite experimental G-Sat 1 com um peso de 1.540 kg.



O GSLV-D2 é o segundo ensaio deste veículo, sendo modificado ao incorporar uma maior capacidade de carga de propelente no estágio principal, utilizando motores de alta pressão no propulsores laterais de combustível líquido e no segundo estágio, e optimização de alguns elementos estruturais do veículo.

Na sua presente configuração o GSLV é um veículo de três estágios com uma altura de 49,0 metros e um peso de 414.000 kg no lançamento. O primeiro estágio tem um motor a combustível sólido (S139) e quatro propulsores laterais de combustível líquido (L40H). O S139 tem um comprimento de 20,1 metros e um diâmetro de 2,8 metros, transportando 138.000 kg de propelente sólido HTPB (*Hydroxyl Terminated Poly Butadiene*). Este estágio desenvolve uma força de 4.736 kN e tem um Tq de 107 s. Os quatro propulsores laterais têm um comprimento de 19,70 metros e um diâmetro de 2,1 metros. Cada um deles transporta 42.000 kg de propelentes hipergólicos, nomeadamente UH25 e Tetróxido de Nitrogénio (N₂O₄). Cada propulsor produz uma força de 765 kN tendo um Tq de 149 s.

O segundo estágio do GSLV tem um comprimento de 11,6 metros e um diâmetro de 2,8 metros, transportando 39.300 kg de propelentes hipergólicos UH25 e N₂O₄. Desenvolve uma força de 804 kN e tem um Tq de 136 s.

O terceiro estágio tem um comprimento de 8,7 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Está equipado com um motor a combustível criogénico desenvolvido na Rússia. Transporta 12.600 kg de hidrogénio líquido e oxigénio líquido. Desenvolve uma força de 73,5 kN e tem um Tq de 705 s.



O foguetão GSLV-D2 na plataforma de lançamento do Centro Espacial Satish Dhawan SC-SHAR, na Ilha de Sriharikota, nos dias que antecederam o seu lançamento a 8 de Maio de 2003. Imagem: ISRO.

Todos os estágios estão ligados por estruturas que albergam os sistemas aviónicos e de controlo do lançador. O módulo de equipamento do GSLV alberga os sistemas electrónicos (processadores, sistema de navegação, sistema de controlo, sistema de orientação, sistema de telemetria, sistema de telecomando e outros), e está localizado no topo do terceiro estágio.

Os satélites estão protegidos por uma ogiva com um comprimento de 7,8 metros e um diâmetro de 3,4 metros. Além de proteger o satélite, protege também os sistemas electrónicos, sendo descartada a uma altitude de 115 km. O satélite está montado sobre um adaptador de carga e é separado por um mecanismo com molas incorporadas que fornecem a velocidade requerida para a separação após a entrada na órbita preliminar.

Perfil da missão D2

Tal como todos os lançamentos espaciais indianos, o GSLV também é lançado a partir do Centro Espacial Satish Dhawan – SHAR (SDSC-SHAR), na Ilha de Sriharikota localizada a cerca de 100 km a Norte de Chennai. O foguetão é lançado com um azimute de voo de 104° e leva cerca de 997 s até injectar o satélite na órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Na plataforma de lançamento dá-se primeiro a ignição dos quatro propulsores laterais de combustível líquido L-40H e 4,8 s mais tarde, e somente após a confirmação de que todos os quatro propulsores se encontram a desenvolver a força necessária, o motor de combustível sólido do primeiro estágio S139 entra em ignição. O lançador rapidamente abandona a plataforma e o motor de combustível sólido realiza a sua queima até T+107 s enquanto que os quatro propulsores laterais queimam até T+149 s. Nesta altura o veículo encontra-se a uma altitude de 69,0 km.

O segundo estágio entra em ignição 1,6 s antes da separação do primeiro estágio e queima durante 136 s. A separação da ogiva de protecção dá-se 78 s após a ignição do segundo estágio (a uma altitude de 115 km). A separação do segundo estágio tem lugar a T+290 s e a uma altitude de 131 km.

Após a separação do segundo estágio entra em ignição o estágio criogénico que durante 705 s dá o impulso adicional para se atingir a órbita terrestre. O satélite e o módulo de equipamento do lançador separam-se a uma altitude de 198 km, com o satélite a entrar numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Com um apogeu de aproximadamente 36.000 km de altitude e um perigeu de aproximadamente 180 km de altitude.

O sistema RESINS/IGS (*Redundant Strap Down Inertial Navigation System / Inertial Guidance System*), colocado no módulo de equipamento, controla o lançador desde a ignição até à altura em que o satélite é colocado em órbita. O piloto-automático digital e o esquema de orientação em circuito-fechado garantem a manobra de atitude necessária e a injeção orientada do satélite para a órbita especificada. A performance do veículo é monitorizada via telemetria no centro de controlo da missão. Um sistema de telecomando é utilizado para terminar o voo caso surja algum problema ou no caso do veículo se desviar da sua trajectória para lá dos valores especificados.

Um repetidor de banda-C no lançador auxilia na detecção do mesmo pelos radares das estações terrestres. A recepção da telemetria e o seguimento do GSLV a partir do lançamento é suportada por quatro estações terrestres localizadas no centro SDSC-SHAR, em Port Blair, no Brunei e em Biak, Indonésia. Todas estas estações se encontram em rede com o centro de controlo da missão.

O lançador GSLV consiste em centenas de subsistemas que estão desenhados, construídos, testados e qualificados antes da integração do veículo para o lançamento. Muito do hardware do lançador, tais como os motores, inter-estágios, ogiva de protecção, componentes dos motores e módulos electrónicos, são construídos pelas indústrias indianas. Cerca de 150 indústrias, tanto públicas como privadas, estão envolvidas no projecto. Os subsistemas são integrados nas várias instalações do ISRO e testados antes de serem transportados para o local de lançamento.

O complexo de lançamento na Ilha de Sriharikota possui instalações para armazenamento, teste e integração dos vários elementos do veículo. O complexo de lançamento possui uma torre de serviço móvel com 75 metros de altura com ar condicionado no qual o lançador é integrado. O complexo tem ainda uma extensa rede de radares, um centro de lançamento e controlo da missão, instalações para a verificação dos satélites e sua integração.

Uma segunda plataforma de lançamento está a ser construída em Sriharikota.

O GSLV é o projecto que mais desafios tecnológicos impõe ao programa espacial indiano. É a culminação de um esforço de um grande número de cientistas, engenheiros e técnicos, durante mais de uma década. O segundo voo de ensaio do lançador revalidou os vários sistemas do veículo e os melhoramentos entretanto levados a cabo desde o primeiro lançamento. Tendo já estabelecido uma capacidade própria para colocar satélites em órbita com o foguetão PSLV, o GSLV fará do programa espacial indiano um programa com auto-confiança e um orgulho para o desenvolvimento nacional do país.

O G-Sat 2 'Gramsat'

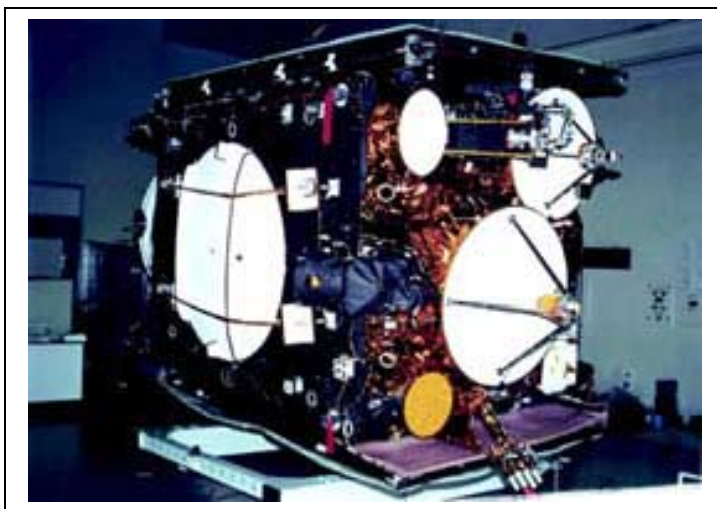
O G-Sat 2 é um satélite experimental um peso de 1.825 kg e encontra-se equipado com um repetidor FSS (*Fixed Satellite Service*) de banda-C com quatro canais, um repetidor FSS em banda-Ku com dois canais e um repetidor para serviços de telefones móveis por satélite. Para além das cargas de comunicação, o satélite transporta também quatro cargas experimentais:

- TRDM (*Total Radiation Dose Monitor*) – com o objectivo de estimar as doses de radiação no interior do satélite com uma medição directa da radiação utilizando o transistor RADFET (*Radiation Sensitive Field Effect Transistor*);
- SCM (*Surface Charge Monitor*) – com o objectivo de indicar o estado das alterações do ambiente na vizinhança do satélite;
- SOXS (*Solar X-ray Spectrometer Experiment*) – destinado a estudar as erupções solares no intervalo de energia dos 4 KeV aos 10 MeV, utilizando dispositivos semi-condutores de última geração e o detector PSD (*Phoswich Scintillation Detector*);
- CRBE (*Coherent Radio Beacon Experiment*) - para estudar a estrutura espacial, dinâmica e variações temporais da ionosfera e vários aspectos da electrodinâmica equatorial.

O G-Sat 2 possui um motor LAM (*Liquid Apogee Motor*) de 440 N e 16 RCT (*Reaction Control Thrusters*) de 22 n cada, de forma a elevar a órbita do satélite da sua órbita de transferência para a órbita geossíncrona final, bem como para o controlo de atitude. O satélite transporta 840 kg de propelente (Mono Metil Hidrazina e MON-3).



Na sua configuração orbital o satélite tem um comprimento de 9,55 metros e é estabilizado nos seus três eixos



espaciais utilizando sensores solares e terrestres, giroscópios, dispositivos de torque magnético e pequenos motores. O seu painel solar gera 1.380 W de energia, apoiado por duas baterias de Ni-Cd capazes de gerar 24 amp/h.

Após ser introduzido na sua órbita de transferência o G-Sat 2 foi colocado por fases na órbita geossíncrona utilizando o motor LAM. Após atingir a órbita geossíncrona, procedeu-se à abertura dos painéis solares e da antena de comunicação, ficando o satélite num ponto situado a 48° de longitude Este.

Lançamento do G-Sat 2 'Gramsat'

O GSLV-D2 foi integrado na plataforma de lançamento e testado numa simulação de lançamento no dia 4 de Maio. Nesta simulação participaram vários elementos que fazem parte da missão, entre os quais a equipa de controlo do G-Sat do ISRO, todas as estações do

denominado *Master Control Facility* (MCF) no estado de Karnataka e outras estações terrestres situadas no Canadá (Lake Cowichan) e na China (Beijing).

A contagem decrescente decorreu sem problemas e aos T-4,8 s deu-se a ignição dos quatro propulsores laterais de combustível líquido tal como estava previsto. Após se confirmar a boa performance dos quatro motores, deu-se a ignição do motor de combustível sólido às 1128UTC. O primeiro estágio terminou a sua queima aos T+105,03s enquanto que os propulsores laterais permaneceram em funcionamento até aos T+148,4s. No final da queima do primeiro estágio o lançador encontrava-se a viajar a uma velocidade de 2,8 km/s.

O segundo estágio entrou em ignição aos T+103,07s, procedendo-se de seguida a separação do primeiro estágio. O segundo estágio colocou o lançador a uma altitude de 131 km e aumentou a sua velocidade para os 5,4 km/s, durante uma queima que teve uma duração de 140s. A separação da ogiva de protecção do Gramsat deu-se a uma altitude de 115 km após o lançador ultrapassar as camadas mais densas da atmosfera terrestre.

A ignição do terceiro estágio deu-se a T+292,5s e após a separação do segundo estágio. O último estágio do lançador funcionou durante 704s e elevando-se até aos 206 km de altitude, atingindo uma velocidade de 10,2 km/s. A separação do G-Sat 2 deu-se aos T+1013,4s, entrando numa órbita de transferência para a órbita de Clark (apogeu de 36.000 km de altitude, apogeu de 180 km de altitude, inclinação orbital de 19,2° em relação ao equador terrestre e período orbital de 10 h 30 m). Após a separação do satélite o terceiro estágio do GSLV-D2 foi reorientado de forma a evitar uma possível colisão com o satélite.

Após a separação os dados telemétricos do satélite foram recebidos pela estação de rastreio de Biak e após um período sem visibilidade para o satélite de 50 minutos, a estação de Lake Cowichan voltou a receber os sinais do satélite às 1315UTC. As operações iniciais incluíram a verificação do estado do satélite, calibração giroscópica e ensaios com o motor LAM.

A primeira manobra para elevar a órbita do G-Sat 2 teve lugar a 9 de Maio às 0345UTC. O motor LAM do satélite foi accionado durante 47m 30s e o perigeu orbital foi elevado para os 8.850 km de altitude, reduzindo-se a inclinação orbital para os 7,37° e elevando o período orbital para 13h 20m.

A segunda manobra de elevação da órbita do satélite ocorreu no dia 10 e a terceira e última manobra ocorreu no dia 11 às 0550UTC com uma queima de 79s do motor LAM que acabou por colocar o satélite na órbita geossíncrona com uma inclinação de 0,1° e numa posição a 36° longitude Este, movimentando-se lentamente para a localização definitiva a 48° latitude Este.

No total o motor LAM funcionou durante 90m 6s em três fases, adicionando uma velocidade de 1,66 km/s.

A abertura dos painéis solares e da antena de comunicação (*West Antenna*) deu-se no dia 12 de Maio. Os painéis solares foram abertos às 0526UTC, abrindo-se primeiro o denominado *South Solar Array* seguido do *North Solar Array* às 0530UTC. A antena de comunicações ficou operacional às 0615UTC.

Após entrar em órbita terrestre o satélite G-Sat 2 ‘Gramsat’ recebeu a Designação Internacional 2003-018A e o número de catálogo orbital 27807. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

9 de Maio – M-V (5)

Hayabusa (MUSES-C)

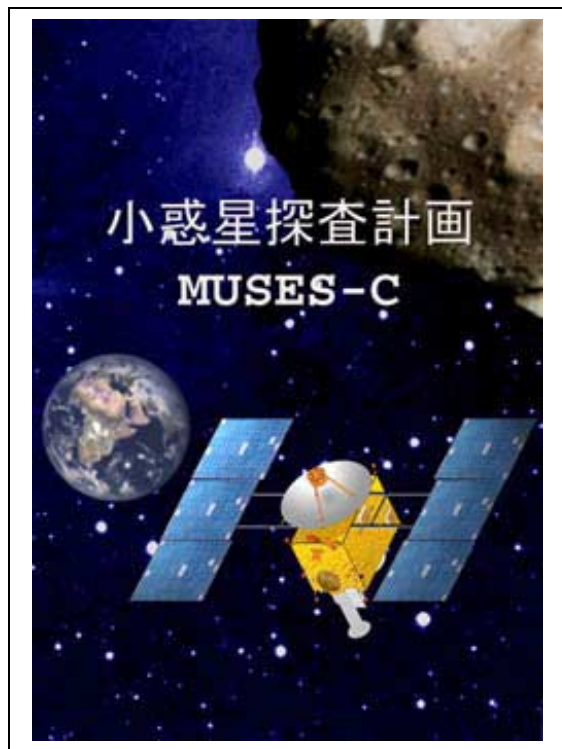
Uma das missões mais ambiciosas alguma vez lançadas para o espaço pelo Japão, e sem dúvida por qualquer outra nação, teve início no dia 9 de Maio com o lançamento da sonda MUSES-C, posteriormente rebaptizada ‘Hayabusa’. O lançamento foi levado a cabo por um foguetão M-V a partir do Centro Espacial de Kagoshima.

Lançamento orbital n.º 4.267
Lançamento Japão n.º 60 (1,406%)
Lançamento Kagoshima SC n.º 24 (0,562%)

A MUSES-C ‘Hayabusa’

Construída pela *NEC Corporation* e operada pelo ISAS (*Institute for Space & Astronautical Sciences*), a sonda MUSES-C tem como principal objectivo verificar e obter dados sobre as tecnologias necessárias para uma missão de recolha de amostras da superfície de um asteroide e para tal deverá encontrar-se com o asteroide 1998SF36, recolher amostras da sua superfície e trazer as amostras para a Terra.

A sigla ‘MUSES-C’ significa que esta é a terceira¹ (‘C’) sonda “*Mu Space Engineering Spacecraft*”, isto é um veículo para testar os modelos de engenharia desenvolvidos para a exploração espacial e que é lançada por um foguetão Mu.



A missão da MUSES-C terá uma duração de 4,5 anos, chegando ao asteroide alvo após um voo de 22 meses. Após uma permanência de 3 meses no asteroide, o veículo regressará à Terra com a sua missão a ser concluída no Verão de 2007.

Na missão da MUSES-C existem quatro tarefas de engenharia que o veículo irá levar a cabo: Propulsão eléctrica; Técnicas de navegação autónoma, Técnicas de recolha de amostras de um asteroide, e Regresso à Terra.

Propulsão Eléctrica

Uma das tecnologias fundamentais a bordo da MUSES-C é o seu motor de propulsão eléctrica. Apesar de o foguetão lançador colocar o veículo numa órbita de transferência para o seu asteroide alvo, as manobras orbitais posteriores que acontecerão entre a Terra e o asteroide serão levadas a cabo por um sistema de propulsão eléctrica.

O motor de propulsão eléctrica usado na MUSES-C primeiro ioniza o seu propelente, gás Xénon, utilizando microondas e depois acelera os iões num forte campo magnético e expelle-os a alta velocidade, cuja energia de reacção será utilizada como propulsão.

Comparado com motores de propulsão química convencional (tais como os que usam a combustão de combustível e oxidante), os motores de propulsão eléctrica possuem uma maior eficiência. Por outro lado, os seus níveis de força são muito baixos e em consequência têm de operar continuamente por um longo período

de tempo para realizarem o mesmo nível de manobras orbitais como os motores de propulsão química. No entanto, a sua alta eficiência é um grande potencial para o seu uso extensivo em futuras missões planetárias.

Como forma de verificar a durabilidade deste motor, o ISAS levou a cabo um teste do aparelho durante 18.000 horas e provou com sucesso a sua durabilidade.

Navegação Autónoma

A sonda MUSES-C tem um peso de aproximadamente 500 kg e a sua atitude é controlada para que basicamente dirija a sua plataforma de células solares em direcção do Sol. Para se aproximar de um asteroide que se encontra localizado a uma distância tão grande que até as ondas de rádio demoram vários minutos a percorrerem a distância de ida e volta ao asteroide cuja forma é desconhecida, este veículo está equipado com funções autónomas que lhe permitam decidir cada movimento por si própria ao medir a distância ao asteroide e ao avaliar a forma da sua superfície utilizando uma câmara de navegação óptica ONC (*Optical Navigation Camera*) e um detector LIDAR (*Light Detection And Ranging*). O peso da sonda será basicamente reduzido comparado ao peso dos veículos convencionais e os seus equipamentos de bordo foram desenvolvidos com tecnologias inteiramente japonesas.

Para se encontrar e aterrar no asteroide cujo tamanho e forma são desconhecidos, a sonda possui sistemas de controlo, navegação e orientação altamente desenvolvidos. A MUSES-C utiliza a câmara ONC, o sistema LIDAR, um sistema de laser de detecção LRF (*Laser Range Finder*) e o sistema de sensores FBS (*Fan Beam Sensors*), cujo uso combinado permite à sonda aproximar-se com segurança e aterrar no asteroide. Para descer sobre um determinado ponto na superfície, não só utiliza um alvo artificial denominado TM (*Target Marker*) que é libertado do veículo para a superfície, mas também ajusta a sua posição ao processar as imagens enviadas pela câmara e mantendo vários pontos de referência na superfície.

¹ A primeira sonda desta série, a MUSES-A ‘Hiten’ (20448 1990-007A), foi lançada a 24 de Janeiro de 1990 (0252UTC) por um foguetão M-3S2-5 a partir da plataforma M do Centro Espacial de Kagoshima. A Hiten teve como objectivo o estudo da Lua e das tecnologias de navegação espacial e ‘fly-by’ assistido por gravidade. Juntamente com a Hiten foi lançada a pequena sonda ‘Hagoromo’ (20618 1990-007B). A 12 de Fevereiro de 1997 (0450UTC) foi lançada a sonda MUSES-B ‘Haruka’ (24720 1997-005A), utilizando-se um foguetão M-V (1) a partir da plataforma M do Centro Espacial de Kagoshima. A Haruka desempenha um papel importante como um interferómetro VLBI (*Very-Long Baseline Interferometry*) na região das ondas de rádio do espectro electromagnético.

Após chegar à vizinhança do asteroide, o veículo irá permanecer a cerca de 10 km de altitude por algum tempo durante o qual irá recolher dados do asteroide. A MUSES-C irá investigar a dinâmica física do asteroide, incluindo as suas dimensões, forma, dados topográficos e o seu eixo de rotação, além do período de rotação, composição e estrutura da superfície (utilizando a câmara ONC, o LIDAR, um espectrómetro de raios-X e de infravermelhos). Estas informações irão não só enriquecer os dados obtidos com as amostras do solo, mas também ajudam a seleccionar os locais de recolha de amostras. Um pequeno robot denominado MINERVA, que foi desenvolvido pelo ISAS, será também utilizado para explorar a superfície do asteroide.

Recolha de amostras (procedimento de descida na superfície e de recolha de amostras)

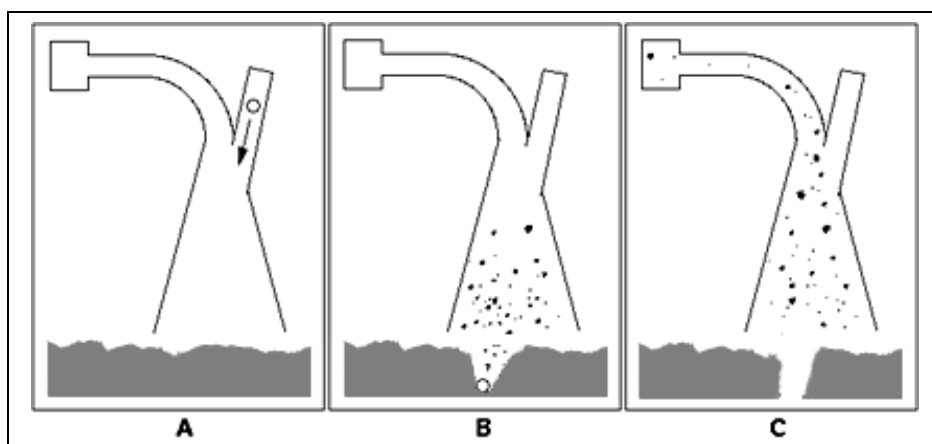
Após obter dados suficientes sobre o asteroide e de tomar a decisão final acerca do local de aterragem, a sonda inicia a sua descida para a superfície. O veículo inicia a descida medindo a posição relativa e atitude em relação à superfície utilizando a ONC e o LIDAR. Enquanto desce, o veículo ajusta autonomamente o motor de propulsão e transmite as imagens de todo o processo para a Terra. Apesar das estações de controlo na Terra não puderem manobrar o veículo devido ao facto de se encontrar tão longe (as ondas de rádio demorarão 10 minutos a chegar à Terra), pode no entanto enviar uma ordem para abortar a descida caso preveja a ocorrência de uma situação de perigo. Porém, isto é tudo o que a estação de controlo na Terra pode fazer e a grande parte das decisões fundamentais terão de ser feitas pela sonda.

A cerca de 100 metros de altitude o veículo liberta o *Target Marker* para o asteroide. Com uma dimensão de aproximadamente 0,10 metros, o TM brilha intensamente na superfície do asteroide ao reflectir a luz emitida pela sonda, altura em que a ONC auxilia na navegação. A partir deste ponto será usado o LRF em vez do LIDAR, que mede a distância entre o veículo e a superfície bem como o gradiente da superfície ao irradiar radialmente múltiplos raios. O FBS será também utilizado para detectar um contacto perigoso com a superfície.

Após se aproximar do asteroide, e antes de realizar um contacto físico com a superfície. A sonda pára de utilizar o seu sistema de propulsão e entra em queda livre. Isto é feito para prevenir uma possível contaminação por parte dos jactos do motor. A partir deste ponto o motor irá permanecer inactivo até ao final da recolha de amostras. Após a descida em queda livre, inicia-se a recolha mal é detectado o contacto de um dispositivo de recolha com a superfície. Logo após a recolha o veículo reinicia o seu motor e imediatamente inicia o seu voo, resumindo a sua posição estacionária a 100 metros de altitude onde aguarda a próxima ordem vinda da Terra.

Uma das questões que se pode colocar é sobre a forma de como será realizada a recolha de amostras da superfície do asteroide? A gravidade à superfície da Lua é de cerca de 1/6 da gravidade terrestre e crê-se que a gravidade à superfície do asteroide 1998SF36 seja 1/100.000 da gravidade no nosso planeta. A utilização de uma broca na superfície do asteroide só seria possível caso a sonda estivesse bem ancorada à sua superfície, caso contrário a sonda seria projectada para o espaço. Existe ainda outro factor importante que se tem de levar em conta ao se avaliar a forma como se irá proceder à recolha de amostras da superfície, e este facto é saber qual é a composição do asteroide. Porém, é isto mesmo que a MUSES-C pretende descobrir.

Como é que se procederá à recolha de amostras? É sem dúvida uma questão difícil. Após serem lavados a cabo por parte do ISAS muitos e variados testes a um sem número de modelos e técnicas, os engenheiros japoneses elaboraram um método que acreditam permitir a recolha fácil das amostras da superfície.

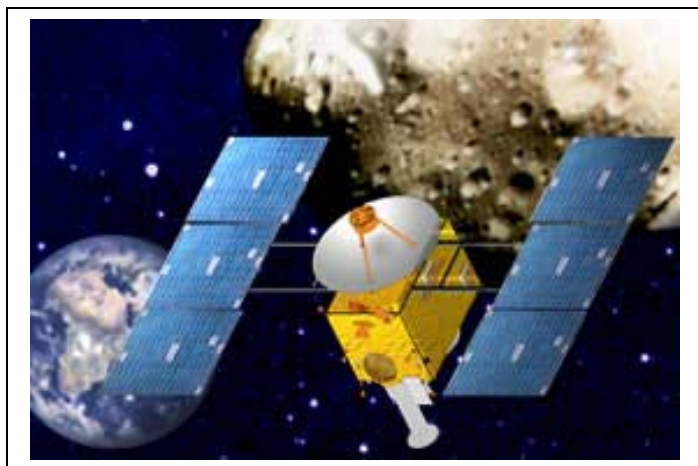


O procedimento é o seguinte: primeiro um projétil de várias gramas de peso é disparado para a superfície a uma velocidade de 300 m/s (Figura A). O projétil embate na superfície originando pequenos fragmentos (Figura B). Os fragmentos são recolhidos por um dispositivo de recolha e conduzidos a um pequeno contentor com o auxílio da fraca gravidade do asteroide (Figura C, figuras cedidas pelo ISAS).

O sistema de recolha de amostras deverá levar a cabo várias extracções de diversos pontos na superfície do asteroide de forma a obter dados de diferentes localizações. Em cada tentativa de recolha de amostras, o veículo irá iniciar a aproximação a algumas distâncias do asteroide, recolher as amostras e depois regressar às mesmas distâncias. O tempo para cada contacto na superfície do asteroide estima-se que venha a ser de 1s e cada sistema de recolha de amostras está desenhado para tipos diferentes de composição da superfície.

Viagem de regresso à Terra e reentrada atmosférica

Após a recolha de todas as amostras necessárias a MUSES-C inicia o seu regresso à Terra. Na fase final da sua missão, uma pequena cápsula de reentrada com as amostras separa-se do corpo principal da sonda e irá reentra na atmosfera terrestre a uma velocidade de mais de 12 km/s. O nível máximo de aquecimento da cápsula na reentrada será 10 vezes o experimentado pelo vaivém espacial e várias vezes o nível experimentado pelas cápsulas Apollo. O material do escudo de protecção térmica foi desenvolvido pela *tecnologia mais avançada no mundo*. Após sofrer uma desaceleração pela atmosfera terrestre, a cápsula irá libertar um pára-quedas para uma aterragem suave. A cápsula será então recolhida após ser detectada com o auxílio de um sinal rádio.



Características físicas da MUSES-C

A MUSES-C é um veículo estabilizado nos seus três eixos espaciais e tem um comprimento de 1,5 metros, uma altura de 1,5 metros e uma largura de 1,2 metros. O seu peso é distribuído da seguinte forma: propolente eléctrico – 65 kg; propolente químico – 50 kg; sistema de recolha de amostras – 10 kg; cápsula de reentrada – 20 kg; sistema de navegação e orientação – 40 kg.

O seu motor eléctrico é capaz de produzir uma força máxima de 15 mN e o total de variação de velocidade (ΔV) é de 4.000 m/s. O sistema de propulsão química utiliza Tetróxido de Nitrogénio e Hidrazina, sendo capaz de desenvolver uma força máxima de 20 N com um Ies de 290s.

O seu sistema de fornecimento de energia possui dois painéis solares com células de Ga-As capaz de desenvolver 700 kW. Possui também uma bateria de Ni que origina 15 amp/h.

O sistema de comunicações é composto por duas bandas (banda-X e banda-S), com uma antena de alto ganho com uma diâmetro de 1,5 metros (reflector fixo). A potência do sistema de transmissão é de 20 W (banda-X).

O lançador M-V

O foguetão M-V é um lançador a quatro estágios de combustível sólido. Tem uma capacidade para colocar 1.800 kg numa órbita terrestre a 200 km de altitude com uma inclinação de 30° em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 1.200 kg numa órbita a 200 km de altitude com uma inclinação de 90°. No lançamento desenvolve uma força de 430.000 kgf, tendo uma massa total de 137.500 kg. O seu comprimento é de 30,8 metros e o seu diâmetro é de 2,5 metros. O M-V já realizou 4 lançamentos orbitais dos quais falhou 1, o que o leva a ter uma taxa de sucesso de 75%.

Lançamento	Missão	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
1997-005	M-V (1)	12-Fev-97	4:50:00	Haruka 'MUSES-B (24720 1997-005A)
1998-041	M-V (2)	03-Jul-98	18:12:00	Nozomi 'Planet-B' (25838 1998-041A)
2000-F01	M-V (3)	10-Fev-00	1:30:00	ASTRO-E
2003-019	M-V (4)	09-Mai-03	4:29:25	Hyabusa 'MUSES-C' (27809 2003-019A)

O primeiro estágio tem um motor a combustível sólido (M14) que tem um comprimento de 13,8 metros e um diâmetro de 2,5 metros. Este estágio desenvolve uma força de 385.488 kgf e tem um Tq de 46 s, um Ies de 276 s e um Ies(nm) de 246 s. Tem um peso bruto de 83.560 kg e um peso sem combustível de 12.070 kg. O estágio M-14 foi desenvolvido pela *Nissan*.

O segundo estágio do M-V, denominado M-24, tem um comprimento de 6,8 metros e um diâmetro de 2,5 metros, tendo um peso bruto de 34.470 kg e peso sem combustível de 3.410 kg. Desenvolve uma força de 126.984 kgf (vácuo), tendo um Tq de 71 s e tem um Ies de 288 s.

O terceiro estágio (M-34) tem um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 2,2 metros. Tem um peso bruto de 11.000 kg e um peso de 1.000 kg sem combustível. Desenvolve uma força de 30.000 kgf no vácuo, tendo um Tq de 102 s e um Ies de 301 s.

Finalmente o quarto estágio tem um comprimento de 1,5 metros e um diâmetro de 1,2 metros. Tem um peso bruto de 1.430 kg e um peso de 118 kg sem combustível. Desenvolve uma força de 5.300 kgf no vácuo, tendo um Tq de 73 s e um Ies de 298 s.

A missão MUSES-C

A missão MUSES-C estava inicialmente prevista para ser lançada para o asteroide 4660 Neureus. No entanto, e devido ao acidente registado com um foguetão M-V em Fevereiro de 2000, a NASA (por este ser um projecto onde a NASA colabora) solicitou ao ISAS o adiamento do lançamento da sonda pois houve a necessidade de proceder a alterações no veículo lançador o que veio a atrasar a preparação do foguetão. O lançamento foi então agendado para o dia 24 de Novembro de 2002, mas foi também adiado devido a uma avaria num anel-O do dispositivo de controlo de atitude da sonda que originou uma fuga de gás numa válvula de regularização da pressão. Como o veículo contém vários destes anéis, o ISAS decidiu proceder à verificação de todos os anéis o que levou ao adiamento do lançamento da sonda para a janela de lançamento seguinte em Maio de 2003, sem no entanto haver a necessidade de se alterar o asteroide alvo. Porém, quando material do anel-O danificado foi analisado verificou-se que o material não era o mesmo que havia sido especificado para a sua construção. O ISAS teve de utilizar uma técnica de testes cromatográficos não destrutivos para poder analisar alguns dos anéis que se encontravam no interior do sistema de controlo que é construído utilizando técnicas de soldagem.

O lançamento foi então marcado para o dia 5 de Maio de 2003 após a autorização por parte das Industrias de Pesca do Japão. Os lançamentos espaciais só podem ser realizados em Kagoshima durante alguns períodos no ano devido ao facto de afectar a indústria pesqueira naquela área. O lançamento foi posteriormente adiado para o dia 9 de Maio devido a pequenos problemas técnicos.

Porém, os preparativos finais para a missão haviam sido iniciados em finais de 2000. Os testes integrais finais da sonda foram iniciados em Novembro de 2002 após uma suspensão temporária devido à necessidade de se proceder a uma verificação de algum do equipamento de bordo. O último teste de vibração (ambiente mecânico do veículo) foi levado a cabo nos primeiros dias de Dezembro. Posteriormente a sonda foi transportada para o local de lançamento em Uchinoura, Município de Kagoshima, após de ter levado a cabo um teste térmico em vácuo e de se ter procedido à medição dos dados de inércia (peso). O último teste funcional teve lugar em Janeiro de 2003.

Entretanto, entre 12 e 19 de Dezembro, procedeu-se a uma das operações preparatórias para o lançamento com a realização de um teste ao TVC (*Thrust Vector Control*) que é o sistema de controlo a direcção da força de propulsão no foguetão M-V. Esta operação foi levada a cabo antecipadamente, e antes das operações de integração e montagem, de forma a verificar a função do TVC e a sua performance antes da montagem do veículo.

Após o teste ao TVC iniciou-se a montagem da tubeira ao primeiro estágio em Janeiro seguida da montagem por completo do M-V e da sua verificação. A primeira operação de montagem do M-V (5) foi levada a cabo entre os dias 10 e 19 de Janeiro no Centro Espacial de Kagoshima. Durante esta fase procedeu-se à montagem da estrutura posterior do lançador, dos motores do primeiro e segundo estágio e da ogiva de protecção da sonda. A montagem da estrutura posterior do M-V e do sistema de controlo de direcção da propulsão do primeiro estágio foram feitas em paralelo, seguindo-se depois a montagem do segundo estágio, da tubeira do lançador e da ogiva de protecção em simultâneo. Após a instalação da estrutura posterior do foguetão e da protecção térmica, os trabalhos no primeiro estágio do lançador estavam quase concluídos. Após estes trabalhos, procedeu-se à montagem da tubeira do segundo estágio ao mesmo tempo que se procedia aos ajustamentos finais no sistema de controlo de propulsão.

A segunda fase de montagem do M-V foi iniciada a 4 de Fevereiro. Nesta segunda fase todos os segmentos principais do veículo lançador foram transportados para o edifício de integração e montagem no Centro Espacial de Kagoshima. Os vários segmentos do lançador foram transportados em sequência: primeiro foi o segmento M-14 (2), que constitui a parte inferior do primeiro estágio do M-V com um peso de cerca de 45.000 kg, seguindo-se o segmento M-14 (1), constituído pela parte superior do primeiro estágio (com um peso de cerca de 42.000 kg), e o segmento M-24, constituído pelo segundo estágio do lançador e pelo inter estágio entre o primeiro e o segundo estágio (um peso de cerca de 40.000 kg). Cada segmento foi transportado desde a Zona de Montagem M para o edifício de integração e montagem através de um guindaste espacial. Os restantes estágios do lançador permaneceram na Zona de Montagem M.

Entre Janeiro e princípios de Fevereiro a Muses-C foi submetida a um teste de vácuo do seu modelo de voo, a última verificação importante antes do seu lançamento. Como o elemento mais importante da sonda é a utilização de um motor de propulsão iónica, o teste incidiu no equipamento que fornece energia ao motor iónico. O teste foi dividido em duas séries, com a primeira série a verificar as temperaturas de e a validação do controlo térmico para os diferentes instrumentos a bordo ao ligar a potência da aceleração do motor iónico a uma carga simulada. A verificação do aumento de temperatura no equipamento inferior, outro objectivo do teste, também foi levada a cabo com sucesso ao simular as sequências de aproximação e aterragem na superfície de um asteroide. Na segunda série de testes o motor iónico foi activado e propulsionado até à aceleração iónica. Este teste foi diferente da primeira série de testes, pois foi o próprio motor iónico que originou as cargas de aceleração.

Uma das novas tecnologias aplicadas na Muses-C é o denominado controlo térmico no fornecimento de energia. Nos satélites convencionais e nas restantes sondas planetárias, não existe uma garantia que os aquecedores a bordo não irão funcionar todos ao mesmo tempo, com o consumo de energia a aumentar consequentemente para o máximo quando a temperatura baixa até ao limite inferior. Na Muses-C, e como um fornecimento constante de energia tem de ser garantido

para o funcionamento do motor iónico, um novo controlo foi definido para o computador de bordo limitar o consumo máximo de energia pelos aquecedores. Mesmo quando a válvula electromagnética para a propulsão química causa um pico momentário de corrente, o sistema de controlo térmico do fornecimento de energia responde ao desligar a fonte de energia do aquecedor por alguns instantes.



Lançamento da sonda japonesa Hayabusa no dia 9 de Maio de 2003, por um foguetão M-V (5) a partir do Centro Espacial de Kagoshima. A missão da Hayabusa será a primeira a trazer para a Terra amostras de outro corpo celeste desde a missão Apollo-17 em Dezembro de 1972. Imagem: AP.

Em princípios de Março foram terminados todos os testes na MUSES-C e a sonda foi transportada no dia 12 de Março entre Sagami-hara e o Centro Espacial de Kagoshima, onde chegou no dia 15. Antes da partida para o centro espacial, procedeu-se à medição dos valores de inércia (peso e momento de inércia) e foi confirmado que o peso actual coincidia com as estimativas iniciais obtidas por cálculos teóricos.

Entre o final de Março e princípio de Abril procedeu-se ao abastecimento de 60 kg de gás Xénon e a preparação final do lançador iniciou-se em finais de Abril.

Os preparativos para o lançamento da Muses-C decorreram sem problemas e a sonda foi finalmente lançada em direcção ao seu objectivo às 0429UTC do dia 9 de Maio, no meio de uma grande ansiedade devido ao último desastre com um lançador M-V. No entanto tudo correu pelo melhor.

Após atingir a órbita terrestre Muses-C recebeu a designação Hayabusa e a Designação Internacional 2003-019A, tendo o número de catálogo orbital 27809. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

13 de Maio – Atlas-5/401 (AV-002)

Hellas Sat 2

Com o aproximar dos Jogos Olímpicos de 2004 a terem lugar em Atenas, Grécia, tornou-se evidente a necessidade de se melhorarem as comunicações e os meios de transmissão dos Jogos para o resto do planeta. Assim, em finais de Julho de 2002 o consórcio Hellas-Sat assinou um contrato com a *Astrium* para o fornecimento do primeiro satélite grego com o objectivo de providenciar serviços de televisão e telecomunicações para os Jogos Olímpicos. O acordo tem a particularidade de ter sido feito em conjunto com o Chipre, vindo-se a tornar no principal meio de comunicação entre os cidadãos gregos e a Grécia e Chipre.

Lançamento orbital n.º 4.268
Lançamento E.U.A. n.º 1.272 (29,803%)
Lançamento Cabo Canaveral n.º 659 (15,440%)

O satélite providencia também outros serviços, tais como serviços de Internet por satélite, e dá a possibilidade à OTE, a organização de telecomunicações helénica, de fornecer estruturas de telecomunicações na Grécia e nos países onde já se encontra presente.

O Hellas-Sat 2 é baseado no modelo Eurostar E2000+ equipado com 30 repetidores FSS activos que operam na banda-Ku, permitindo a transmissão directa de serviços de televisão digital. O satélite teve um peso de 3.250 kg no lançamento e ficou localizado num ponto a 39° de longitude Este podendo cobrir a Grécia, os Balcãs e a Europa de Leste. Possui também a capacidade de orientar dois canais de transmissão para a cobertura das zonas da África do Sul e do Médio Oriente. O satélite deverá permanecer em serviço durante 15 anos.

Cinco companhias fazem parte do consórcio Hellas-Sat: a *Avacom Net* (Chipre), Organização de Telecomunicações Helénica (Grécia), o Banco de Desenvolvimento do Chipre, a Indústria Aeroespacial Helénica (Grécia) e a empresa *Telesat* (Canadá).

Entretanto, a 8 de Novembro, a *International Launch Services* (ILS) anunciava a assinatura de um contrato para o lançamento do satélite Hellas-Sat utilizando um foguetão Atlas-5.

Para uma história detalhada do desenvolvimento do foguetão Atlas-5, pode-se consultar o boletim Em Órbita n.º 19 de Outubro de 2002.

Preparativos para o lançamento do Hellas-Sat

A 18 de Fevereiro de 2003 a *Lockheed Martin* levou a cabo uma simulação do lançamento do Atlas-5, sendo o veículo transportado para a plataforma de lançamento, abastecido e tendo-se procedido a uma contagem decrescente simulada até T=0s. O transporte do lançador teve lugar a 17 de Fevereiro e ao contrário de simulações semelhantes já realizadas anteriormente, o Atlas-5 não estava equipado com a ogiva de protecção da sua carga. A contagem decrescente simulada teve início às 0810UTC, enquanto que o foguetão era activado electricamente. Ao longo da manhã procedeu-se a verificações de rotina e actividades de preparação do foguetão, seguindo-se um horário em tudo semelhante ao que seria utilizado no lançamento. Ao final da manhã o primeiro estágio do Atlas era abastecido com oxigénio líquido, enquanto que o estágio Centaur era abastecido com oxigénio e hidrogénio líquido.



Durante a contagem decrescente simulada procedeu-se a duas paragens programadas, uma a T-140m (na qual a equipa de controlo verificou que tudo estava a postos para se iniciar as operações de abastecimento) e uma segunda paragem a T-4m (uma paragem de 10 minutos de forma a se verificar o estado da contagem decrescente).

Após o final da simulação procedeu-se à retirada dos propolentes do lançador a meio da tarde e o veículo foi transportado de volta para o edifício VIF (*Vehicle Integration Facility*) às 1600UTC do dia 19 de Fevereiro.

O lançamento do Hellas-Sat 2 estava programado para ter lugar a 14 de Março, porém devido a problemas registados com algumas soldas no estágio superior Centaur. O lançamento foi adiado para o dia 12 de Maio e o adiamento permitiu a substituição do estágio Centaur por uma outra unidade que se encontrava nas instalações de fabrico da *Lockheed Martin* em Denver, Colorado.

O lançamento seria adiado novamente a 12 de Maio quando durante as actividades de preparação do lançador na plataforma de lançamento, para onde havia sido transportado no dia anterior, foi identificada uma anomalia instrumental que teve de ser analisada pelos técnicos da *Lockheed Martin*, originando um adiamento de 24 horas.

A 12 de Maio a contagem decrescente havia sido iniciada às 1237UTC e o Atlas-5 transportando o satélite Hellas-Sat 2 abandonou o VIF às 1242UTC, tendo chegado à

plataforma de lançamento SLC-41 às 1328UTC. O adiamento do lançamento deu-se às 1645UTC. Às 1953UTC o foguetão já havia regressado ao VIF.

Às 1241UTC do dia 13 de Maio o foguetão Atlas-5 contendo o satélite Hellas Sat-2 no seu topo encontrava-se de volta à plataforma de lançamento e pronto para mais uma tentativa. Na manhã deste dia havia sido levada a cabo uma reunião dos engenheiros que supervisionavam a preparação do lançador com o objectivo de rever a substituição do componente danificado que havia causado o adiamento do lançamento (um dispositivo denominado RDU - *Remote Data Unit*), verificando-se também a prontidão para a contagem decrescente. A decisão de prosseguir com o lançamento no dia 13 deveu-se ao facto de o problema com a unidade substituída ser considerado um problema de instrumentação e não um factor crítico no lançamento.

A plataforma móvel foi baixada e colocada em segurança no Complexo de Lançamento 41 do Cabo Canaveral às 1440UTC. A plataforma móvel é puxada por dois veículos de tracção que foram separados da MLP (*Mobil Launch Platform*) e colocados numa posição afastada do complexo. Ao mesmo tempo procedeu-se à separação dos dois veículos ECS (*Environmental Control System*) que foram necessários durante o transporte desde o VIF até ao complexo SLC-41. A sua utilização deixa de ser necessária quando o sistema de controlo da plataforma é ligado ao sistema de controlo do complexo de lançamento.

Ainda fazendo parte do sistema de transporte do VIF para o complexo de lançamento, estavam dois outros veículos: o PVAN e o GVAN, que são, respectivamente, os veículos de controlo da carga e do lançador. Estes veículos precedem a MLP na qual se encontra o Atlas-5 e são estacionados directamente no edifício PEB (*Pad Equipment Building*) situado na zona norte do complexo. O PEB é posteriormente selado de forma a proteger os veículos no seu interior.

A contagem decrescente entrava na sua primeira paragem às 1917UTC (T-120m). Esta paragem teve uma duração de 30 minutos. Nesta altura procedia-se à evacuação da plataforma de lançamento antes do início das operações de abastecimento do lançador.

Às 1938UTC era dada a luz verde para o abastecimento do foguetão Atlas-5 após o Controlador do Lançamento Michael Jacobs ter reunido a sua equipa de lançamento e certificando-se que os seus membros estavam prontos para prosseguir as actividades na contagem decrescente. Como não foram relatados quaisquer problemas, o Director de Voo Adrian Laffitte anunciou a prontidão para o abastecimento.

A contagem decrescente foi retomada às 1947UTC (T-120m) e a equipa de lançamento iniciou os procedimentos para a pressurização do tanque de RP-1 (querosene altamente refinado) do primeiro estágio. Foi também iniciado o procedimento de arrefecimento para o abastecimento de oxigénio líquido às 1953UTC. O abastecimento de LOX ao estágio Centaur foi iniciado às 2001UTC, atingindo 40% da sua capacidade às 2012UTC na fase de abastecimento rápido.

De salientar quer o RP-1 já havia sido abastecido no tanque do primeiro estágio durante uma simulação do lançamento que havia sido levada a cabo anteriormente. Como o querosene é considerado um propelente armazenável pode ser introduzido nos tanques de combustível muito mais cedo do que o LOX e o LH₂.

Entretanto, pelas 2016UTC, o condicionamento térmico dos sistemas do LOX do primeiro estágio era finalizado e havia sido dada a luz verde para se iniciar a bombagem do oxidante. Às 2021UTC era iniciado o arrefecimento das condutas do hidrogénio líquido no SLC-41 em antecipação do abastecimento do estágio Centaur. Às 2025UTC eram atingidos os 95% da capacidade do tanque de oxigénio líquido no Centaur, iniciando-se um processo de abastecimento mais lento até atingir a capacidade do tanque (nível de voo que foi atingido às 2030UTC).

Nesta altura era já visível a formação de uma camada de gelo no estágio Atlas do lançador devido às baixas temperaturas do LOX que estava a ser bombeado para o tanque do primeiro estágio.

O processo de arrefecimento das condutas de hidrogénio líquido foi finalizado às 2046UTC, iniciando-se de seguida o abastecimento do tanque de LH₂ do estágio Centaur. Às 2057UTC o tanque de hidrogénio líquido atingia metade da sua capacidade durante o abastecimento, sendo nesta altura iniciado o condicionamento térmico do motor do estágio Centaur.

Às 2104UTC era terminada a fase rápida de abastecimento de LOX do primeiro estágio atingindo-se 96% da capacidade do tanque. No minuto seguinte o tanque de hidrogénio líquido do estágio Centaur atingia os 97% da capacidade e terminavam também a fase de abastecimento rápido.

A verificação do sistema FTS (*Flight Termination System*), que seria utilizado para destruir o lançador caso algo corresse mal nas fases iniciais do lançamento, deu-se às 2108UTC.

Às 2131UTC foi iniciada a sequência de abastecimento do motor principal de fabrico russo RD-180 que equipa o primeiro estágio do lançador.

A contagem decrescente entrava na sua segunda paragem às 2143UTC (T-4m). Com uma duração prevista de 10 minutos, esta pausa tem como objectivo permitir à equipa de controlo o lançamento verificar se tudo se encontra em ordem para o voo e permite retomar alguma actividade que entretanto se tenha atrasado no decorrer da contagem decrescente.

Às 2150UTC era verificado que duas pequenas embarcações haviam violado a área restrita ao largo da costa do Cabo Canaveral sobre a qual cruza a trajectória do Atlas-5 nos minutos iniciais do voo. Em consequência desta violação do denominado “*Range*”, a paragem na contagem decrescente foi prolongada até às 2206UTC altura em que a contagem decrescente foi retomada. Nesta fase a sequência automática computadorizada dirigia as operações da contagem decrescente final. A T-3m (2207UTC) iniciava-se a pressurização do tanque de RP-1 e às 2208UTC (T-2m) ambos os estágios do lançador começavam a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia. O abastecimento do estágio Centaur (tanto o LOX como o LH₂) era finalizado a T-1m50s. Eram também armado o sistema FTS e o sistema de controlo do lançamento era activado.

Às 2209UTC (T-40s) era escutado por parte da equipa de controlo do lançamento as frases: “*Go Atlas*”, “*Go Centaur*” e “*Go Atlas-5*”.



A missão AV-002 do Atlas-5 era iniciada às 2210UTC com a ignição do motor RD-180 e em poucos segundos o veículo abandonava a plataforma de lançamento. A T+20s o Atlas-5 executava as manobras de rotação e translação de forma a se colocar na trajectória devida. A T+3m o Atlas-5 atingia os 48,28 km de altitude, encontrando-se já a 85,29 km do Cabo Canaveral e a viajar a uma velocidade de 8.368,36 km/h. O final da queima do primeiro estágio tinha lugar às 2214UTC (T+4m), tendo lugar de seguida a separação deste estágio e a ignição do motor RL-10 do estágio Centaur.



A separação da ogiva de protecção do satélite Hellas Sat-2 tinha lugar às 2214UTC (T+4m45s), pois já não era necessária.

Às 2220UTC o lançador encontrava-se a 2.172,56 km do Cabo Canaveral, viajando a uma velocidade de 22.208,34 km/h.

O final da primeira queima (MECO-1) do Centaur teve lugar às 2224UTC. Segundo a *Lockheed Martin* o voo correr tão bem que a primeira queima do Centaur teve uma duração ligeiramente inferior ao que estava planeado. Tendo-se atingido uma órbita preliminar, o conjunto permaneceu nesta órbita durante 9 minutos até às 2233UTC (T+23m59s) altura em que o motor do estágio Centaur voltou a entrar em ignição. Esta segunda ignição teve uma duração de 4m 30s, tendo terminado (MECO 2) às 2238UTC (T+28m30s).

Após o final da sua segunda queima o estágio Centaur orientou-se de forma a se colocar na atitude ideal para a separação do satélite de comunicações Hellas Sat-2 que teve lugar às 2241UTC (T+31m11s). O Hellas Sat-2 ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, tendo um apogeu de 85.457 km de altitude, um perigeu de 312,22 km de altitude e uma inclinação orbital de 17,06° em relação ao equador terrestre. O satélite irá gradualmente elevar o seu perigeu orbital utilizando o seu próprio motor de manobra.

Às 0030UTC do dia 14 de Maio os controladores do Hellas Sat-2 estabeleciam pela primeira vez contacto com o satélite, confirmando que o veículo estava a funcionar em perfeitas condições.

Após atingir a órbita terrestre o Hellas Sat-2 recebeu a Designação Internacional 2003-020A e o número de catálogo orbital 27811. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

24 de Maio – Chang Zheng-3A (CA3A-7)

Beidou-2A

A 24 de Maio de 2003, pelas 1634UTC, a China colocou em órbita o terceiro satélite da sua primeira rede de navegação e localização. O satélite Beidou-2A (também designado Beidou-1C ou Beidou-3) foi colocado em órbita por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7) a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang. Este foi o 28º lançamento consecutivo com sucesso por parte da China desde Outubro de 1996.

Lançamento orbital n.º 4.269
Lançamento China n.º 72 (1,687%)
Lançamento Xichang n.º 31 (0,726%)

A rede Beidou

As pesquisas relacionadas com a organização e construção de um sistema de navegação chinês, foram iniciadas há já muitos anos. O primeiro objectivo para o desenvolvimento deste sistema é o lançamento de vários satélites experimentais e o desenvolvimento de sistemas de aplicações no solo para uso nas zonas situadas a Este no seu território. Posteriormente este sistema pode ser desenvolvido para um sistema operacional global de navegação e de localização, comparável ao GPS americano e ao GLONASS russo.

A China pretende criar um sistema espacial de navegação e de localização de forma a melhorar a precisão dos seus sistemas de armas e a prontidão operacional das suas forças militares. Os sectores civis chineses, bem como as organizações de pesquisa militar, utilizam o sistema GPS e o sistema GLONASS, os quais estão a ser cada vez mais



utilizados em todo o mundo em aplicações tanto militares como civis. O último sistema de armas chinês que foi exportado para outros países foi equipado com receptores GPS. A indústria chinesa entrou também em associações internacionais com muitas firmas de forma a produzir receptores GPS para uso civil. Porém, o Exército de Libertação do Povo não foi equipado com sistemas GPS em grande escala devido à limitação da recepção de sinais de localização de alta precisão e ao receio relativo à sua fiabilidade em tempos de crise.

A China desenvolveu pela primeira vez a teoria do sistema de navegação regional “Estrela Gémea” em 1983 e testou-o em dois satélites de comunicações DFH-2A em 1989, tendo provado que a precisão do sistema era tão elevada como o sistema GPS. O primeiro programa de satélites de navegação e de localização foi oficialmente lançado em 1993. Os dois primeiros satélites

experimentais de navegação e localização, o Beidou-1A e o Beidou-1B, foram colocados em órbita em finais do ano 2000.

O sistema de navegação e localização por satélite Beidou (cuja tradução significa “Ursa Maior”), consiste em dois satélites em órbita geossíncrona baseados no modelo DFH-3. O sistema será constituído com o lançamento de satélites por fases entre 2000 e 2010. O formato final da constelação Beidou deverá possuir quatro satélites, sendo dois destes suplentes. Juntamente com as estações de correcção terrestres, o sistema Beidou pode providenciar sinais de navegação e localização que cobrem o Este Asiático. Porém, de forma a providenciar uma cobertura global, o sistema deve ser complementado com satélites colocados em órbitas com grandes inclinações orbitais.

Os satélites estarão equipados com dois painéis solares e terão um peso de 2.200 kg, sendo 1.100 kg de propolentes.

O lançador CZ-3A Chang Zheng-3A

O foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A representa uma evolução do lançador orbital CZ-3 Chang Zheng-3 introduzindo um novo terceiro estágio criogénico, além de um sistema de controlo mais avançado. O CZ-3A é um lançador a três estágios com uma grande capacidade de carga para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona, tendo uma maior flexibilidade para o controlo de atitude e uma melhor adaptabilidade a uma grande variedade de missões.

No total já foram levadas a cabo 7 lançamentos do CZ-3A, tendo uma taxa de sucesso de 100%.

O primeiro lançamento do CZ-3A teve lugar a 8 de Fevereiro de 1994 (0834UTC) quando o veículo CZ3A-1 colocou em órbita os satélites Shi Jian 4 (22996 1994-010A) e Kua Fu 1 (23009 1994-010B). Todos os lançamentos deste foguetão são realizados a partir do Complexo de Lançamentos LC2 do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang.

O Chang Zheng-3A é capaz de colocar uma carga de 7.200 kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude e com uma inclinação de 28,5° em relação ao equador terrestre, ou então uma carga de 2.600 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu inicial de 40.000 km de altitude. O lançador desenvolve uma força de 302.000 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 241.000 kg. O seu diâmetro é de 3,35 metros e o seu comprimento é de 52,5 metros.

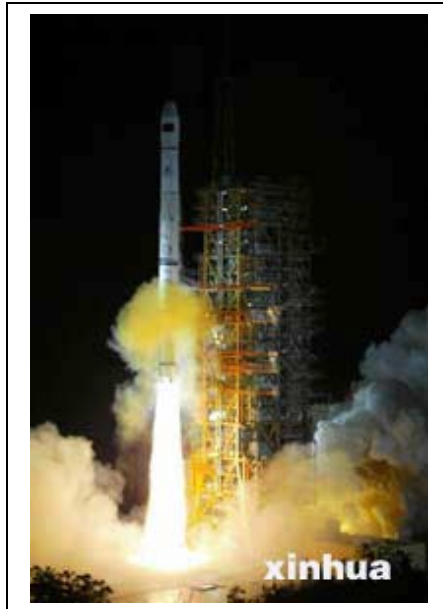
O primeiro estágio do CZ-3A, L-180, tem um peso bruto de 179.000 kg e um peso de 9.000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 332.952 kgf (vácuo), tendo um Ies de 189 s, um Ies-nm de 259 s e um Tq de 155 s. O seu comprimento é de 23,08 metros, tendo um diâmetro de 3,35 metros e uma envergadura de 7,0 metros. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N₂O₄/UDMH.

O segundo estágio, denominado L-35, tem um peso bruto de 33.600 kg, pesando 4.000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 84.739 kgf (vácuo), tendo um Ies de 297 s, um Ies-nm de 260 s e um Tq de 110 s. O seu comprimento é de 11,53 metros e tem um diâmetro de 3,35 metros. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N₂O₄/UDMH.

Finalmente o terceiro estágio, denominado H-18, tem um peso bruto de 21.000 kg, pesando 2.800 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 16.000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 440 s e um Tq de 470 s. O seu comprimento é de 12,38 metros e tem um diâmetro de 3,00 metros. Está equipado com dois motores YF-75 que consomem LOX/LH₂.

Quando o CZ-3A Chang Zheng-3A realizou três lançamentos consecutivos com sucesso foi colocado no mercado internacional do lançamento de satélites.

O lançamento do Beidou-2A teve lugar às 1634UTC com o satélite a separar-se do último estágio do foguetão lançador às 1654UTC. A órbita inicial do Baidou-2A tinha um apogeu de 197 km de altitude, um perigeu de 41.727 km de altitude, uma inclinação orbital de 25,05° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 749,83 minutos. Esta órbita foi alterada no dia seguinte baixando-se ligeiramente o seu perigeu para os 41.702 km de altitude (período orbital de 749,29 minutos e 25,06° de inclinação orbital).



A 26 de Maio a órbita foi alterada elevando-se o seu apogeu para os 1.918 km de altitude e o perigeu para os 41.982 km de altitude (em consequência o período orbital foi alterado para 790,82 minutos e a inclinação orbital para os 38,78°). No final deste mesmo dia o satélite realizou uma manobra que o aproximou da sua órbita definitiva, ficando com um apogeu de 35.717 km de altitude, em perigeu de 35.966 km de altitude, um período orbital de 1.438,91 minutos e uma inclinação orbital de 0,03°. A última manobra foi realizada a 2 de Junho com o satélite a ficar colocado numa órbita geossíncrona com um apogeu de 35.760 km de altitude, um perigeu de 35.836 km de altitude, uma inclinação de 0,29° e um período orbital de 1.436,67 minutos.

Após entrar em órbita terrestre ao Beidou-2A foi atribuída a Designação Internacional 2003-021A e o número de catálogo orbital 27813. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

Sequência de imagens do lançamento do foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7) que colocou em órbita o satélite de navegação e localização Beidou-2A. Na imagem ao lado é visível a coloração laranja dos propolentes hipergólicos utilizados no primeiro estágio deste lançador. Imagens: Agência Xinhua.

Quadro de Lançamentos Recentes

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
02 Abr.	0153	011A	27707	Molniya-1 (92)	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
08 Abr.	1343	012A	27711	USA-169 (Milstar-2 F4 / Milstar-6)	Titan-4B Centaur (B-35)	C.C.A.F.S., SLC-40
09 Abr.	2252:19	013A	27714	Insat-3A	Ariane-5G (V160 'Ville de Bourdeaux' - 'Citta di Colleferro')	CSG Kourou, ELA-3 Galaxy-12
12 Abr.	0047	014A	27718	AsiaSat-4	Atlas-3B (AC-205)	C.C.A.F.S., SLC-36B
24 Abr.	0423	015A	27775	Cosmos 2397	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
26 Abr.	0353:51	016A	27781	Soyuz TMA-2	11A511U-FG Soyuz-FG (Ya15000-005)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
28 Abr.	1119:57	017A	27783	GALEX	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (P015/M38)	C.C.A.F.S., RW30/12 Skid Strip
08 Mai.	1128	018A	27807	G-Sat 2 'Gramsat'	GSLV-D2	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
09 Mai.	0429:25	019A	27809	Hayabusa	M-V (5)	Kagoshima SC
13 Mai.	2210	020A	27811	Hellas Sat 2	Atlas-5/401 (AV-002)	C.C.A.F.S., SLC-41
24 Mai.	0834	021A	27813	Beidou-2A	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7)	Xichang SLC

Outros Objectos Catalogados

Data	Des.Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
08 Mai.	03-018B	27808	GSLV-1 RD-56M	GSLV-D2	Satish Dhawan, Sriharikota Isl.
09 Mai.	03-019B	27810	M-V-4	M-V (5)	Kagoshima SC
13 Mai.	03-020B	27812	Centaur V-1 (AV-002)	Atlas-5/401 (AV-002)	C.C.A.F.S., SLC-41
24 Mai.	03-021B	27814	CZ-3A H-18	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7)	Xichang SLC
10 Set.	02-042H	27815	USERS Mód. Orbital	H-2A/2024 (3F)	Tanegashima, Yoshinubo

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Agosto

Data	Lançador	Carga	Local
08 de Agosto*	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Echostar-9	Odyssey, Oceano Pacífico
12 de Agosto*	11A511U Soyuz-U	Cosmos 2399	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
13 de Agosto*	L-1011 Stargazer Pegasus-XL	SciSat-1	Vandenberg AFB, RW30/12
19 de Agosto*	11K65M Kosmos-3M	Cosmos 2400 Cosmos 2401	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
25 de Agosto*	Delta-2 Heavy 7925-H10L (D298)	SIRTF	C.C.A.F.S., SLC-17B
28 de Agosto	Delta-4 Medium / IABS	DSCS-III B6	C.C.A.F.S., SLC-37B
29 de Agosto	11A511U-FG Soyuz-FG	Progress M1-11 (ISS-12P)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)

(*) Lançamentos já realizados a quando da edição deste número do *Em Órbita*.

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

18 de Outubro de 2003	Soyuz TMA-3 / ISS-7S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Kaleri (3); Foale (6); Duque (2)			
11 de Março 2004	STS-114 / ISS-ULF-1	OV-104 Atlantis (27)	KSC, LC-39
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Krikalyov (6); Volkov (4); Philips (2)			
25 de Abril de 2004	Soyuz TMA-4 / ISS-8S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
????, ?????, Kuipers (1)			
24 de Julho de 2004	STS-115 / ISS-12A P3/P4	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)			
13 de Setembro de 2004	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5	OV-103 Discovery (31)	KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; McArthur (4); Tokarev (2)			

?? de Outubro de 2004 Soyuz TMA-5 / ISS-9S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5

15 de Dezembro de 2004 STS-117 / ISS-13A OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

Quadro de Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **não pretende** ser uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa). A numeração da Designação Internacional para os lançamentos suborbitais, é uma numeração pessoal baseada na observação e registo do próprio autor.

A quase diariamente são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. Só para referir um exemplo, só no Andøya Rocket Range, Noruega, foram realizados no mês de Julho de 2002, 30 lançamentos suborbitais utilizando foguetões sonda Super Loki, Viper IIIA, Terrier-Orion e outros. Num futuro poder-se-á criar no "Em Órbita" uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

Data	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
12 Mar. 0929	S003	GT-32PA	MX Peacekeeper (GT-32PA)	Vandenberg, AFB
27 Mar. 0927	S004	???	RS-12M Topol-M	GIK-1 Plesetsk
01 Abr. 0600	S005	Maxus-5	Castor-4B	Kiruna

Quadro dos próximos Lançamentos Suborbitais

Data	Lançador	Local	Carga
10 de Setembro	LGM-30G Minuteman III (GT-181GM)	Vandenberg AFB, LC-10	Ogiva simulada
?? de Setembro	GMD/BV-Plus (BVT-5)	Vandenberg AFB	Protótipo EKV
10 de Outubro	RS-12M Topol-M	GIK-1 Plesetsk	Ogiva Simulada
?? de Outubro	Minutman-2 (OSP/TLV-6)	Vandenberg AFB	IFT-14
?? de Outubro	Taurus Lite	Vandenberg AFB	Protótipo EKV

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional. Estas informações são gentilmente cedidas por Alan Pickup e Harro Zimmer.

Data	Status	Des. Int.	NORAD Nome	Lançador	Data Lançamento
01 Mai.	Ree.	01-049AC	27084 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
03 Mai.	Ree.	01-049GS	27246 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
04 Mai.	Reg.	02-0050A	27552 Soyuz TMA-1	11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-04)	30 / Out. / 02
04 Mai.	Ree.	03-011E	27774 (Destroço)	8K78M Molniya-M/L	02 / Abr. / 03
07 Abr.	Ree.	94-029AEL	27756 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
13 Mai.	Ree.	81-053HW	14360 (Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	04 / Jun. / 81
13 Mai.	Ree.	01-049H	27065 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
16 Mai.	Ree.	99-037E	25855 PAM-D (D272)	Delta-2 7420-10C (D272)	10 / Jul. / 99
17 Mai.	Ree.	94-040D	23178 Spelda (V65)	Ariane-44L (V65)	08 / Jul. / 94
18 Mai.	Ree.	92-041J	27675 (Destroço)	Ariane-44L (V51)	09 / Jul. / 92
19 Mai.	Ree.	99-057BF	26169 (Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 / Out. / 99
21 Mai.	Ree.	01-049NV	27767 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
21 Mai.	Ree.	64-049Q	26961 (Destroço) Cosmos 41	8K78 Molniya (R103-36)	22 / Ago. / 64
23 Mai.	Ree.	01-049BH	27113 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01

26 Mai. Ree.	71-015AF 05137 (Destroço) Cosmos 397	11K69 Tsyklon-2	25 / Fev. / 71
26 Mai. Ree.	91-018B21150 PAM-D (D203)	Delta-2 6925 (D203)	08 / Mar. / 91
26 Mai. Ree.	02-051F 27694 Delta-4 /2 (D293)	Delta-4 Medium+ (4,2) (D293)	20 / Nov. / 02
28 Mai. Ree.	01-049NG 27855 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
29 Mai. Reg.	02-042A 27515 USERS Cápsula Reen.	H-2A/2024 (3F)	10 / Set. / 02

Cronologia Astronáutica (VIII)

por Manuel Montes

-1804: Convencido do potencial dos foguetes indianos, William Congreve consegue compreender o seu funcionamento de maneira satisfatória e inicia a sua produção em série. Além do mais os seus desenhos melhoram os foguetes indianos. Serão construídos no Royal Laboratory, no Woolwich Arsenal. Em apenas um ano, a fábrica produzirá foguetes de 11 kg, capazes de alcançar mais de 1.800 metros, o dobro dos foguetes indianos. Sucessivamente, irá ser introduzido um modelo com fuselagem de ferro e um peso de 14,5 kg. Uma versão de 22 kg poderá chegar a 3.000 metros de distância.

-1806: O cientista pirotécnico francês, Claude-Fortuné Ruggieri, que havia levado a cabo experiências com o lançamento de pequenos ratos a bordo dos seus foguetes, logra enviar a 200 metros de altitude uma ovelha em Marselha. O animal é recuperado com êxito com a utilização de um pára-quadras.

-8 de Outubro de 1806: Utilizam-se pela primeira vez foguetes Congreve durante as Guerras Napoleónicas. Um total de 18 embarcações inglesas ataca com foguetes o porto de Bolonha. É utilizado o modelo de 14,5 kg e o seu alcance máximo é de 2.743 metros, sendo inclusivamente demasiado comprido, o que implica ultrapassar o inimigo francês e cair sobre a cidade, incendiando-a.

-2 de Setembro de 1807: O ataque contra Copenhaga utilizando centenas de foguetes Congreve também ocasiona incêndios na cidade, destruindo-a em três quartos. A carga útil dos foguetes, lançados desde a frota britânica, inclui um material incendiário que se espalha através de uns orifícios na fuselagem quando de dá o choque.

-Novembro de 1807: William Congreve escreve a introdução do livro "*A Concise Account of the Origin and Progress of the Rocket System*". Ainda que explica muitos detalhes sobre estes projectos, não menciona os mais fundamentais. Congreve é consciente do seu valor militar e estratégico, e aplica um segredo estrito para evitar prejudicar o seu país e beneficiar os inimigos da Grã-bretanha. No entanto, o seu sistema aplicar-se-á profusamente na Europa.

-1810: Cinco anos antes, Congreve propõe o uso de foguetes para atacar a cidade de Cádiz, em mãos francesas. Passado este tempo, a operação é levada a cabo, porém com resultados muito limitados. No entanto, a introdução destas armas em Espanha aguça a curiosidade de Napoleão, que cria uma comissão de espertos para tentar duplicá-las. Começa-se a construir foguetes franceses em Sevilha, seguindo fielmente o desenho de Congreve. O resultado é medíocre já que o seu alcance não supera os 2 km.

-1811: Aparece "*Münchhausen at Walcheren*", de autor anónimo. A história descreve o barão numa viagem a bordo de um foguete, apesar de somente se deslocar pelo ar e não através do espaço.

-Junho de 1811: O já mencionado bombardeamento de Copenhaga em 1807 chama a atenção das autoridades suecas. Em 1810, o químico Berzelius visita a cidade e recolhe amostras dos foguetes Congreve que não chegaram a explodir. O hábil sueco consegue replicá-los rapidamente e os primeiros voos de teste são levados a cabo em Junho de 1811. O máximo alcance conseguido é de 1,5 km. Durante os anos seguintes, o desenho básico será melhorado. A chamada "Brigada dos Foguetes" participará em diversas batalhas e os seus avanços finalmente serão transmitidos a outras nações europeias.

-1812: Espanhóis e britânicos colaboram sobre o comando de Lorde Wellington na libertação de Badajoz. Nos sucessivos episódios da batalha são utilizados foguetes do tipo Congreve. Algo parecido ocorrerá em Barcelona uns anos mais tarde.

-1813: É editado "*Treatise on the Motion of Rockets*", de William Moore, um matemático inglês da *Royal Military Academy*. Inclui detalhes sobre as trajectórias dos foguetes, bem como os seus movimentos no vazio e no ar, seguindo a terceira lei de Newton. Moore entretém-se também a calcular qual deveria ser a potência de um foguete Congreve para que este pudesse abandonar definitivamente a gravidade terrestre. Assim, se não fosse a resistência do ar, conclui que uma peça de 24 libras aceleraria até uma velocidade tal que já não lhe permitiria voltar a cair na Terra.

-1814: William Congreve publica "*Details of the Rocket System*", onde descreve os avanços técnicos que desenvolveu durante os últimos anos. A estabilização dos foguetes, porém, ainda é um tema pendente, já que reside somente no uso de canas final e compridas. Até 1817 desenhará um modelo chamado Firebolt que tentará eliminar este atraso graças a um movimento de estabilização por giro. No entanto, não terá êxito.

-13 de Setembro de 1814: Os britânicos utilizam foguetes Congreve na Guerra da Independência Americana, concretamente no Fort McHenry, Baltimore.

-1815: Antecipando-se a Júlio Verne, Edward Francesca Burney escreve "*Q.Q. Esq.'s Journey to the Moon*", onde se menciona talvez pela primeira vez o uso de um canhão para aplicações espaciais. Na realidade, trata-se de quatro canhões convencionais, unidos uns aos outros e apontando ao céu. Dentro de cada um é introduzido um poste, formando as quatro patas sobre as que se apoiará a nave do astronauta. Este (Q.Q.) esperará o momento do disparo simultâneo equipado com o que aparenta ser um fato espacial primitivo: uma bolsa hermética sobre a cabeça, com um orifício com vidros para poder ver, e um abastecimento autónomo de oxigénio. Para tornar a nave aerodinâmica (uma simples plataforma circular com um assento para o viajante), o astronauta coloca sobre si um grande guarda-chuva meio aberto, formando um cone. Quando chega a Lua, Q.Q. usará guarda-chuva para descer através da sua "atmosfera".

-1817: É testado pela primeira vez um foguete de pólvora como arma na Rússia, no Laboratório Pirotécnico de São Petersburgo. Nove anos mais tarde, as instalações irão produzir foguetes de forma continuada para o exército.

-1819: O general Pezuela, do Peru, enfrenta a frota de Lord Cochrane. Esta última está equipada com grandes quantidades de foguetes incendiários. Apesar das ameaças de os utilizar para queimar os barcos ancorados no porto de Callao, o ataque é repellido com êxito.

-1820: São levadas a cabo testes em Havana com foguetes ligeiros derivados do tipo Congreve. No texto "*Sobre el Origen, Progreso y Estado Actual de los Cohetes de Guerra Llamados a la Congreve*", o Marquês de Villuma descreve os resultados de tais testes, que se prolongarão hasta 1933. A impressão geral é de que se trata de um dispositivo cujo aperfeiçoamento e o seu uso vantajoso na guerra ainda está muito longe.

-1820: Um relato curto e satírico descreve uma viagem à Lua, levada a cabo devido a existência de um túnel que percorrer a distância completa que nos separa do nosso satélite natural. O texto, "*America in the Year 2318-a Quiz*", surge na revista britânica "*The Bee*".

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor "*free-lancer*" e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interesante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, *Universo* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnología*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejeção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, conseqüentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left(\frac{\text{kgf}}{(\text{kg/s})}\right) = \text{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N₂O₄ – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N₂O₄ consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N₂O₄ contém menos de 0,1% de água. O N₂O₄ tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou

qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de $1,45 \text{ g/c}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-11,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $21,0^\circ\text{C}$.

UDMH ($(\text{CH}_3)_2\text{NNH}_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (**Hidrazina Dimetil Assimétrica**); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de $0,79\text{g/cm}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-57,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $63,0^\circ\text{C}$.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis ao choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de $1,14 \text{ g/c}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-219,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $-183,0^\circ\text{C}$.

LH₂ – Hidrogénio Líquido; O LH₂ é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH₂ é transparente e sem odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH₂ é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de $0,07 \text{ g/cm}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-259,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $-253,0^\circ\text{C}$.

NH₄ClO₄ – Perclorato de Amónia; O NH₄ClO₄ é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

O boletim “Em Órbita” é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* editada por José Roberto Costa (www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Alan Pickup, Harro Zimer, Manuel Montes e Don Petit.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rbc@netcabo.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF). Os números atrasados são distribuídos gratuitamente.

Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados ao preço de €5,00 por número (12 números por €50,00).

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º
PT 4700-393 Braga
PORTUGAL

00 351 253 27 41 46
00 351 93 845 03 05
rbc@netcabo.pt

Braga, 26 de Agosto de 2003
