

# *Em Órbita*



© NASA - D. Guenzler/John



*n.º 31 - Outubro de 2003*

# Em Órbita

Ano 3, N.º 31

6 de Outubro de 2003, Braga – Portugal

O boletim *Em Órbita* está disponível na Internet na página de Astronomia e Voo Espacial [www.zenite.nu](http://www.zenite.nu).

**Na Capa:** Um verdadeiro assalto a Marte teve início em princípios de Junho de 2003 com o lançamento da sonda europeia Mars Express que transporta também o robot Beagle-2. Nesse mesmo mês a NASA lançava o primeiro de dois robots destinados a explorar a superfície marciana, o Spirit. A reportagem sobre o lançamento das duas sondas americanas terá uma referência especial no próximo número do *Em Órbita*.

O mês de Junho de 2003 viu a ocorrência de dez lançamentos orbitais que são descritos nesta “*mega*” edição do *Em Órbita*, juntamente com os dois lançamentos orbitais realizados em Julho. Ainda neste número estarão as rubricas habituais do boletim com excepção das Crónicas Espaciais, de Don Pettit, e da Cronologia Astronáutica, de Manuel Montes, que serão retomadas no próximo número.

- **Obituário – Yuri Alexandrovich Senkevich**
- **Obituário – Valeri Vasiliyevich Baberdin**
- **Lançamentos não tripulados**
  - 02 de Junho – 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (ST-11) / Mars Express; Beagle-2
  - 04 de Junho – 11K65M Kosmos-3M / Cosmos 2398
  - 06 de Junho – 8K82K Proton-K Breeze-M / AMC-9
  - 08 de Junho – 11A511U Soyuz-U / Progress M1-10 (ISS-11P)
  - 10 de Junho – 11K77 Zenit-3SL DM-SL / Thuraya-2
  - 11 de Junho – Ariane-5G (V161/L515) / Bsat-2c; Optus-C1
  - 19 de Junho – 8K78M Molniya-M/L / Molniya-3 (53)
  - 26 de Junho – L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M34) / OrbView-3
  - 30 de Junho – 15A30 Rockot-KM (LAP-1/MOM-1) / Monitor-E; MIMOSA-Macek; DTUosat; MOST; CUTE-I; QuakeSat; AAU Cubesat; CanX-1; CubeSat XI-IV
- 17 de Julho – Atlas-5/521 (AV-003) / Rainbow-1 (Cablevision-1)
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Setembro e Outubro de 2003**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Quadro dos lançamentos suborbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos suborbitais**
- **Regressos / Reentradas**
  - No próximo *Em Órbita*
    - **Spirit e Opportunity, duas novas missões a Marte.**
    - **Lançamentos orbitais e suborbitais realizados em Agosto 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](mailto:em-orbita-subscribe@yahoogroups.com)

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

## Obituário

### **Yuri Alexandrovich Senkevich**

(N. 04 / Mar. / 1937 – F. 25 / Set. / 2003)



Yuri Alexandrovich Senkevich nasceu a 4 de Março de 1937 em Baintumen, Mongólia, tendo frequentado a Primeira Escola Médica de Moscovo.

Em Junho de 1965 foi seleccionado no primeiro grupo de médicos tendo treinado para uma missão Voskhod (Voskhod-5?). Trabalhou no Instituto de Problemas Médicos e Biológicos. Abandonou o grupo de cosmonautas em Janeiro de 1966.

Yuri Senkevich faleceu em Moscovo no dia 25 de Setembro de 2003.

## Obituário

### **Valeri Vasiliyevich Baberdin**

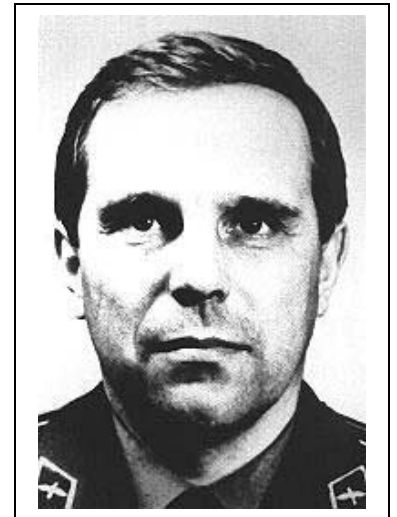
(N. 28 / Out. / 1948 – F. 02 / Out. / 2003)

Jornalista militar soviético nascido a 28 de Outubro de 1948, foi um dos 6 jornalistas soviéticos que foram seleccionados e treinados como investigadores-cosmonautas entre Outubro de 1990 e Fevereiro de 1992. Um jornalista soviético deveria participar numa missão de uma semana a bordo da estação espacial Mir, mas a missão acabou por ser cancelada devido a problemas financeiros.

Valeri Baberdin nasceu em Sterlitamak, República Autónoma do Bashkirian, Rússia, e cresceu em Noginsk, onde frequentou o ensino secundário. Em 1966 ingressou na Academia de Engenharia Militar de Kuybyshev, Moscovo, onde estudou electromecânica. Após a finalização do seu curso em 1971, tornou-se um oficial de controlo de qualidade numa fábrica militar em Khabarovsk.

Em 1975 ingressou na equipa do jornal “*Teknika i Voorryzheniya*”, uma publicação militar. Em 1980 graduou-se pela Universidade Estadual de Moscovo com um curso de jornalismo e em 1983 ingressou no jornal “*Krasnaya Zvezda*” (Estrela Vermelha), uma publicação do Ministério da Defesa Soviético onde escrevia sobre ciência, tecnologia e voo espacial.

Valeri Baberdin faleceu no dia 2 de Outubro de 2003.



***Tortura não é tradição!!!***

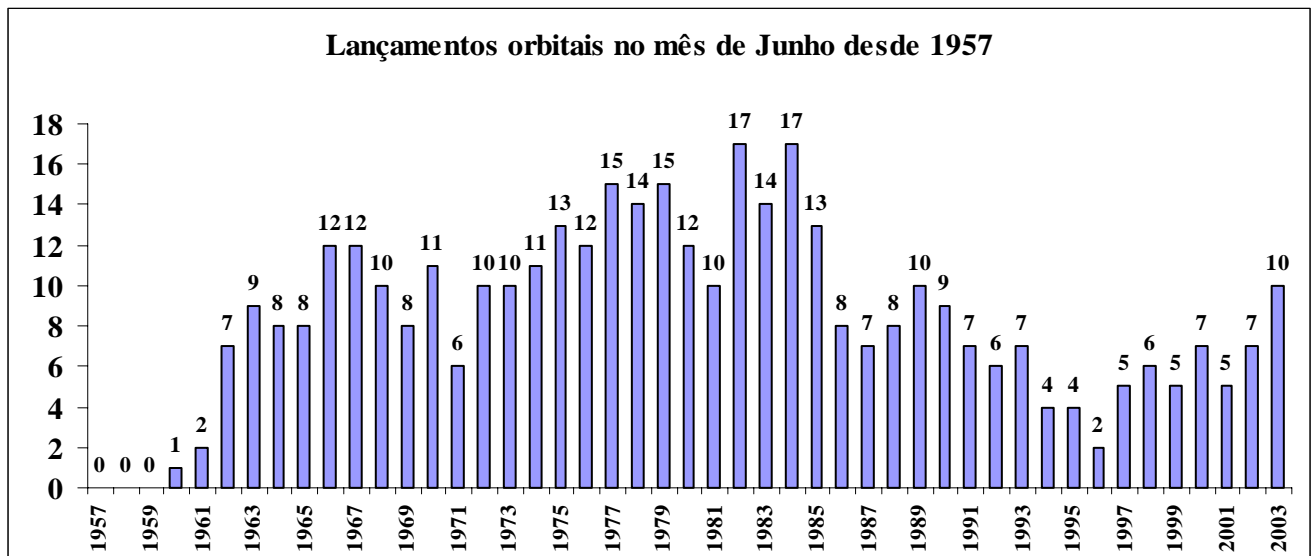
***Pelo fim das touradas em Portugal!***

# Lançamentos não tripulados

## Junho de 2003

Em Junho de 2003 registaram-se 10 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 20 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Junho foram realizados 4.279 lançamentos orbitais, 394 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,208% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,745% 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 6,193% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Junho teve lugar a 22 de Junho de 1960 (0554UTC) quando um foguetão Thor Ablestar (281 AB003), lançado a partir da plataforma LC17B do Cabo Canaveral, colocou em órbita os satélites Transit-2A (00045 1960 Eta 1 1960-007A) e Solrad-1 'GRAB-1' (00046 1960 Eta 2 1960-007B).



### 2 de Junho – 11A511U-FG Soyuz-FG (#005) Fregat (#10055) 'ST-11'

#### Mars Express; Beagle-2

Inspirador das mais terríveis histórias de ficção-científica e lugar das mais loucas aventuras planetárias, Marte assistiu em Junho ao lançamento de uma verdadeira armada de sondas que têm como objectivo a sua exploração e o desvendar dos seus centenários segredos. Possível lugar de uma vida remota, Marte poderá ser no futuro a segunda casa da Humanidade caso ela não saiba cuidar do seu próprio berço como Tsiolkowski chamou à Terra.

**Lançamento orbital n.º 4.270**  
**Lançamento Rússia n.º 2.693 (63,068%)**  
**Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.117 (26,159%)**

Sendo na actualidade o único planeta no nosso Sistema Solar onde a possibilidade de se encontrar vida, passada ou presente, é uma forte realidade, Marte é o candidato ideal para a futura exploração por seres humanos.

Das sondas lançadas em 2003 com o objectivo de explorar Marte, a primeira a partir em direcção ao planeta vermelho foi a sonda europeia Mars Express. A ESA à já muito tempo que ambicionava iniciar um programa de exploração planetária após o sucesso da sonda Giotto. A Mars Express abre, assim, um novo capítulo no que diz respeito à exploração planetária.

A Mars Express, que transporta consigo um pequeno veículo de fabrico britânico o Beagle-2, é um elemento crucial na armada internacional que se dirige para Marte. Este projecto é também o início de uma forma inovadora de organizar as missões espaciais europeias. Segundo a ESA, a Mars Express foi construída e lançada num tempo recorde e a um custo muito inferior ao de outras missões similares. Esta missão tira partido da tecnologia desenvolvida para a missão russa Mars-96 e da missão europeia Rosetta.



A Mars Express durante os testes que antecederam o seu envio para o Cosmódromo de Baikonur. A sonda é a primeira missão da ESA a Marte. Imagem: ESA.

A sonda é a primeira missão «flexível» do programa espacial da ESA a longo prazo. O seu lançamento teve lugar a 2 de Junho a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur e utilizando um foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat, esperando-se que chegue a Marte a 26 de Dezembro de 2003.

A Mars Express é composta por um número de componentes essenciais para o sucesso da missão: a sonda e os seus instrumentos, o robot Beagle-2, uma rede global de estações de processamento de dados, e o veículo lançador. Todos estes componentes foram suportados por uma equipa de engenheiros da ESA e da indústria em geral, além de engenheiros de outros países que colaboraram no projecto.

O principal objectivo da missão é o de procurar por água no subsolo marciano a partir da órbita do planeta e largar o Beagle-2 sobre a superfície. Sete instrumentos científicos a bordo da sonda irão levar a cabo uma série de experiências de detecção remota destinadas a descobrir os segredos da atmosfera de Marte, estudar a estrutura do planeta, a sua geologia e a sua composição.

O pequeno Beagle-2, baptizado em honra do barco de exploração oceânica Beagle de Charles Darwin, irá levar a cabo investigações na área da exobiologia e geoquímica, sendo uma excelente oportunidade para a Europa contribuir para a busca de vida em Marte.

Para além dos seus objectivos científicos a Mars Express também servirá como meio de retransmissão das comunicações entre a Terra e os vários veículos que explorarão a superfície e que foram lançados por outros países, sendo uma peça chave no esforço internacional de exploração de Marte.

Os cientistas esperam que os instrumentos a bordo da Mars Express sejam capazes de detectar a presença de água por debaixo da superfície de Marte. A água pode existir na forma de rios subterrâneos, pequenos lagos, lençóis freáticos ou mesmo sob a forma de partículas de gelo. Os objectivos principais da instrumentação a bordo da sonda são:

- Fotografia em três dimensões e de alta qualidade da superfície de forma a se descobrir mais acerca da superfície e da geologia de Marte.
- Observar a área «invisível» por debaixo da superfície utilizando sinais de radar de forma a penetrar no solo. Materiais e estruturas diferentes irão enviar sinais de radar diferentes de volta para a sonda em órbita, permitindo a elaboração de uma sondagem em três dimensões muito pormenorizada.
- Determinação precisa da circulação atmosférica e sua composição de forma a se elaborar um modelo da meteorologia marciana e do seu clima.
- Estudo da interacção da atmosfera de Marte com o espaço exterior.

Ao se reunir a informação sobre a história e as condições presentes de Marte, poderá ser uma maneira de se compreender os fenómenos que influenciam o nosso próprio meio ambiente.

A Mars Express representa uma verdadeira aventura internacional. A sonda transporta uma câmara estereoscópica construída na Alemanha, um dispositivo de detecção mineralógica construído na França e um detector atmosférico proveniente da Itália. O radar que será capaz de detectar depósitos de água alguns quilómetros sobre a superfície, foi construído em conjunto pela Itália e pelo *Jet Propulsion Laboratory*, Estados Unidos.

Na superfície de Marte o Beagle-2 terá de suportar temperaturas que atingem os  $-100^{\circ}\text{C}$ . O pequeno robot transporta vários instrumentos científicos que recebem energia de cinco painéis solares e de uma bateria recarregável. O Beagle-2 irá obter fotografias utilizando câmaras panorâmicas e de grande abertura, que irão observar o local de aterragem. As imagens serão utilizadas para conduzir a exploração à medida que a missão for progredindo. Um microscópio irá observar as rochas e o solo detalhadamente e com um alto grau de ampliação. Os fragmentos de rochas que estarão ao alcance do pequeno braço-robot do Beagle-2 serão analisados em busca de matéria orgânica, água e minerais depositados por meios aquosos

O robot será capaz de se deslocar a uma velocidade de 1 cm/6s (6 m/h) e será capaz de se introduzir por debaixo de grandes rochas de forma a recolher amostras do solo para serem analisadas. O objectivo principal destas experiências será o de detectar sinais passados da existência de vida junto do local de aterragem.

### Características físicas da Mars Express/Beagle-2

A Mars Express tinha um peso de 1.223 kg no lançamento dos quais 439 kg eram do veículo que constitui a sonda (*Spacecraft Bus*), 71 kg pertencem ao Beagle-2, 116 kg pertencem à carga transportada e 427 kg são o propelente a ser utilizado nas diversas manobras.

A sonda utiliza um total de 410 W nas fases de observação (veículo: 270 W; carga: 140 W), 360 W nas fases de manobra (veículo: 310 W; carga: 50 W) e 500 W nas fases de comunicação (veículo: 445 W; carga: 55 W).

A Mars Express tem um comprimento de 1,5 metros, uma altura de 1,8 metros e uma largura de 1,4 metros. O seu motor principal é capaz de desenvolver uma força de 400 N e os motores de controlo de atitude são capazes de produzir entre 8 N a 10 N. Os seus motores de atitude são capazes de executar a orientação da sonda com uma precisão de 0,15°. A sonda transporta 267 litros de propelente.

Os seus painéis solares têm uma área de 11,42 m<sup>2</sup> e as suas 3 baterias de lítio produzem 22,5 A/h cada uma.

No interior da sonda a temperatura é mantida entre os 10°C e os 20°C, sendo a sonda coberta com um cobertor térmico feito de uma liga de Al-Sn.

### Objectivos da missão e instrumentação a bordo

A especial localização do planeta Marte e as suas características especiais no que diz respeito ao seu tamanho, grau de actividade interna, a idade das diferentes características à superfície e a densidade da sua atmosfera. Estas propriedades são intermédias entre as características dos grandes planetas rochosos (Vénus e Terra) e os corpos planetários mais pequenos (Mercúrio, Lua e os asteróides). A exploração de Marte é assim crucial para uma melhor compreensão da Terra na perspectiva da planetologia comparativa.

Os objectivos científicos da Mars Express representam uma tentativa para preencher parte das perdas a nível de objectivos científicos verificadas com o fracasso da sonda russa Mars-96.

Sucintamente, os objectivos que a missão Mars Express se propõe são:

- Fotogeologia global do planeta em alta resolução, incluindo topografia, morfologia, paleoclimatologia, etc., numa resolução de 10 metros;
- Fotogeologia com uma super resolução de 2 m/ pixel de áreas seleccionadas;
- Elaboração de um mapa mineralógico global com uma resolução espacial elevada da superfície de Marte, partindo da escala quilométrica até uma resolução de várias centenas de metros;
- Caracterização global da circulação atmosférica e elaboração de um mapa em alta resolução da composição atmosférica;
- Caracterização das estruturas abaixo da superfície na escala quilométrica até ao nível na geada no subsolo;
- Estudo das interacções entre a superfície e a atmosfera, e interacções da atmosfera com o meio interplanetário;
- Estudo das estruturas do interior do planeta, atmosfera e ambiente através de ondas de rádio;
- Estudo da geoquímica e exobiologia da superfície de Marte.

Para concretizar estes objectivos a Mars Express transporta um conjunto de instrumentos científicos:

- **ASPERA Energetic Neutral Atoms Analyser** – tal como os planetas exteriores, a Terra e Marte estão no interior de um plasma de partículas carregadas (iões e electrões) emitidas pelo Sol (vento solar). O ASPERA irá estudar como é que o vento solar interage com a atmosfera de Marte e assim tentar explicar os mecanismos através dos quais o vapor de água e outros gases podem ter escapado de Marte no passado. O instrumento irá utilizar uma técnica denominada “*energetic neutral atom imaging*” para visualizar os ambientes gasosos carregados electricamente e neutros em torno de Marte.
- **HRSC High/Super Resolution Stereo Colour Imager** – o HRSC é uma câmara estereoscópica que irá fotografar a superfície de Marte de forma a revelar detalhes com um tamanho de 2 metros. As imagens serão utilizadas para produzir um mapa geológico mostrando a localização de diferentes minerais e tipos

de rochas. O HRSC irá utilizar um segundo modelo da *High Resolution Stereo Camera* originalmente desenvolvida para a missão Mars-96.

- **MaRS Rádio Science Experiment** – MaRS irá utilizar ondas de rádio para estudar tanto a superfície como a atmosfera de Marte. Irá medir as variações locais da gravidade sobre um determinado local da superfície do planeta e irá obter dados relativos aos perfis de pressão e temperatura da atmosfera.
- **MARSIS Subsurface Sounding Radar/Altimeter** – o principal objectivo do MARSIS é elaborar um mapa da distribuição da água e gelo nas zonas mais elevadas da crosta de Marte. Utilizando técnicas similares à de prospecção petrolífera na Terra, o MARSIS irá analisar a reflexão de ondas de rádio numa zona situada entre 2 km e 3 km da crosta marciana de forma a revelar a sua estrutura. Será capaz de distinguir entre solo seco, gelado e húmido.
- **OMEGA IR Mineralogical Mapping Spectrometer** – o espectrómetro OMEGA irá determinar a composição mineral da superfície de Marte e a composição molecular da atmosfera ao analisar a luz solar reflectida da superfície e difundida através da atmosfera. Irá também levar a cabo análises similares ao calor da radiação emitido da superfície. A informação proveniente do OMEGA irá contribuir para a compreensão da estrutura da paisagem de Marte e o papel desempenhado pela água ao longo das escalas de tempo geológicas no planeta. Tal como o HRSC, o OMEGA foi originalmente desenvolvido para a missão russa Mars-96.
- **PFS Planetary Fourier Spectrometer** – o PFS irá medir a distribuição global do vapor de água e dos outros constituintes atmosféricos com uma precisão muito elevada, tendo em conta que a atmosfera de Marte é constituída principalmente por dióxido de carbono e nitrogénio, com uma pequena quantidade de vapor de água e ozono.
- **SPICAM UV / IR Atmospheric Spectrometer** – o SPICAM irá medir a composição da atmosfera marciana em dimensões volumétricas mais pequenas do que o PFS. Irá medir a quantidade de ozono utilizando uma técnica similar à utilizada pela sonda Mariner-9 que pela primeira vez descobriu a existência deste gás na atmosfera de Marte. O SPICAM irá também utilizar a técnica de ocultação estelar para medir os perfis verticais do dióxido de carbono, temperatura, ozono, aerossóis e nuvens.

#### **Sistemas de telecomunicações, controlo de atitude, fornecimento de energia e controlo térmico da Mars Express**

O disco circular que se encontra numa das faces da sonda é uma antena de alto ganho com um diâmetro de 1,6 metros destinada a receber e transmitir sinais de rádio quando a Mars Express se encontrar longe da Terra. No início da sua jornada até ao planeta vermelho a sonda utiliza uma antena de baixo ganho com um comprimento de 0,40 metros.

Durante um período de 6 horas na órbita marciana de 7,5 horas da sonda, a antena de alto ganho irá ser apontada para a Terra para permitir as comunicações entre a sonda e três estações de recepção. Durante as restantes 1,5 horas, a sonda irá direccionar a antena para a superfície do planeta para que os seus instrumentos possam levar a cabo as suas observações. Cada vez que a Mars Express passar sobre o Beagle-2 quando este se encontrar na superfície, o robot irá automaticamente transmitir os dados recolhidos pelos seus instrumentos que serão captados por uma antena de UHF na sonda em torno do planeta.

Os dados enviados pelo Beagle-2, junto com os dados recolhidos pelos instrumentos na sonda em órbita, serão enviados para a Terra durante a fase de comunicações a um ritmo de 230 Kbit/s. O centro de controlo de operações espaciais europeu ESOC (*European Space Operations Control Center*) em Darmstadt, Alemanha, irá comunicar com a Mars Express utilizando a estação de comunicações da ESA em Perth, Austrália. A sonda irá enviar dados de manutenção acerca das temperaturas dos seus instrumentos, voltagens e orientação da sonda, por exemplo, e a estação terrestre irá enviar comandos informáticos de forma a controlar a sonda e os seus instrumentos nos dias seguintes. Os sinais para a Terra serão enviados em banda-X (7,1 GHz) e os sinais da Terra serão enviados em banda-S (2,1 GHz).

Como os dados científicos não podem ser transmitidos para a Terra mas são obtidos, serão armazenados no computador de bordo da sonda que possui uma memória de 12 Gbits. O computador irá controlar todos os aspectos do veículo incluindo a activação dos seus instrumentos, determinará a orientação da sonda no espaço e enviará os comandos necessários à sua alteração. De salientar que o software utilizado na Mars Express encontra-se também numa fase de evolução para ser utilizado na sonda Rosetta.

#### **Controlo de atitude**

De forma a comunicar com uma antena de satélite com um diâmetro de 34,0 metros localizada a 400.000.000 km de quilómetros na Terra e levar a cabo as suas observações científicas, a Mars Express tem de manter uma orientação com uma precisão de 0,15°. Assim, é essencial que a sonda conheça não só a sua localização mas também em que direcção está apontada. A bordo da Mars Express existem três sistemas que a auxiliarão neste aspecto:

- ❑ Tal como os navegadores antes do aparecimento do radar, a Mars Express irá utilizar dois detectores estelares (localizados em lados opostos da sonda) de forma a determinar a direcção para a qual está apontada ao identificar automaticamente padrões estelares avistados através de pequenos telescópios;
- ❑ Três inovadores giroscópios a laser (um para cada eixo de orientação espacial) fornecem uma referência à qual a rotação da sonda pode ser medida. Estes giroscópios estão também em desenvolvimento para a sonda Rosetta.
- ❑ Dois sensores solares irão permitir à sonda orientar-se em relação ao Sol. Este foi o modo principal de como a sonda determinou a sua orientação após a separação do estágio Fregat do seu lançador. Os sensores solares podem também ser utilizados para orientar a Mars Express caso algum dia sofra um acidente que a leve a entrar numa rotação descontrolada.

Podem ser introduzidas pequenas correcções na orientação da sonda ao se alterar a rotação de umas rodas de reacção localizadas na zona inferior do veículo. Tais alterações podem ser necessárias para corrigir pequenas vibrações que possam impossibilitar as observações científicas quando os motores de orientação da sonda são accionados. As rodas de reacção são também utilizadas para rodar a sonda muito lentamente à medida que se move na sua órbita para que os instrumentos ou a sua antena estejam apontados na direcção correcta.

### **Propulsão e fornecimento de energia**

A maior parte da energia necessária para levar a Mars Express até Marte foi providenciada pelo lançador russo 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat. A Mars Express separou-se do estágio Fregat assim que entrou numa trajectória em direcção aquele planeta. As correcções orbitais em torno de Marte serão levadas a cabo pelo seu sistema de propulsão. O motor principal é capaz de originar uma força de 400 N e utiliza uma mistura de dois propelentes que estão armazenados em dois tanques com uma capacidade para 267 litros. O combustível é introduzido no motor utilizando hélio pressurizado e que se encontra armazenado num tanque com uma capacidade para 35 litros. O motor será também utilizado para reduzir a velocidade da sonda para entrar em órbita de Marte. Na altura em que a sonda entre na sua órbita final, a maior parte do seu propelente será utilizado.

As correcções à trajectória da sonda a caminho de Marte serão levadas a cabo utilizando-se dois ou mais dos oito pequenos motores de controlo de atitude que estão colocados em cada quanto do corpo da sonda e que são capazes de originar uma força de 10 N. Tal como o motor principal, estes pequenos motores utilizam uma mistura de dois propelentes. Estes motores foram desenvolvidos para a missão Cluster que utiliza uma demanda semelhante e tem em comum as mesmas características físicas. Os pequenos propulsores podem também ter um papel de suplentes em relação ao motor principal caso este falhe. No entanto, e caso isto aconteça, a sonda não consegue atingir a mesma órbita final.

A energia eléctrica é fornecida pelos painéis solares que se encontravam armazenados contra o corpo principal da sonda durante o lançamento e que se separaram logo após a separação da secção de protecção da sonda no quarto estágio do lançador. Os painéis encontram-se montados num mecanismo capaz de se orientar de forma a que os painéis sejam capazes de captar a maior quantidade possível de luz solar. Os painéis têm uma área de 11 m<sup>2</sup> e são maiores do que os painéis solares usualmente utilizados por veículos em órbita terrestre de forma a compensar a quebra na intensidade de luz solar na zona de Marte.

Quando a sonda se encontra numa zona de eclipse em relação ao Sol, uma bateria de lítio (capaz de originar 67,5 A/h) previamente carregada pelos painéis solares irá fornecer energia à sonda. Durante a missão da Mars Express são esperados 1.400 eclipses num total de 90 minutos. Estes eclipses irão ocorrer quando a sonda se encontra em órbita polar em torno de Marte. Quando o planeta se encontrar na sua distância máxima do Sol (afélio) os painéis solares serão capazes de gerar 650 Watts de energia que é mais do que suficiente para satisfazer as necessidades da sonda (500 Watts).

### **Controlo térmico**

Os instrumentos a bordo da Mars Express têm de ser mantidos num ambiente que lhes é saudável durante toda a viagem até Marte e mesmo em torno do planeta. Isto significa que certas áreas da sonda têm de ser mantidas relativamente quentes e outras áreas deverão ser mantidas relativamente frias. Dois instrumentos, PFS e OMEGA, têm detectores infravermelhos que necessitam de ser mantidos a temperaturas baixas (da ordem dos -180°C) ao se emitir o excesso de calor para o espaço. Os sensores na câmara HSC também devem ser mantidos a baixas temperaturas. Porém, o resto do veículo (instrumentos e equipamento de bordo) têm um melhor desempenho a temperaturas entre os 10 °C e os 20°C.

A Mars Express está envolta numa cobertura térmica (cobertores térmicos) que é feita de uma liga de alumínio e estanho, banhada a ouro numa das faces. O material que não está coberto por esta protecção térmica pode suportar temperaturas na ordem dos -100°C à sombra e até 150°C em exposição directa à luz solar. Tais variações de temperatura podem causar que alguns materiais encolham e se expandam de forma inaceitável. A maior parte do equipamento externo (painéis solares e antena de alto ganho, por exemplo) iriam necessitar de uma grande quantidade de energia para serem mantidos a uma temperatura ambiente, assim foram construídos utilizando materiais compósitos que podem suportar grandes variações de temperatura sem deformações significativas.



Os instrumentos que necessitam de ser mantidos a baixas temperaturas foram conectados a radiadores que estão expostos ao ambiente espacial. Tanto o instrumento como o radiador são isolados termicamente do resto do veículo. O arrefecimento é levado a cabo por perda directa de calor para o espaço (a uma temperatura de  $-270^{\circ}\text{C}$ ).

## O Beagle-2

### Entrada atmosférica, descida e aterragem

Cinco dias antes da chegada a Marte em Dezembro de 2003, um mecanismo composto por molas a bordo da Mars Express irá ejectar o Beagle-2 em direcção ao planeta vermelho. O pequeno robot irá descer até à superfície de Marte unicamente puxado pela gravidade do planeta. Um escudo térmico irá proteger o robot da fricção com a atmosfera marciana à medida que vai abrindo. Quando a sua velocidade atingir valores abaixo dos 1.600 km/h, serão abertos pára-quebras de forma a abrandar ainda mais a descida. Por fim, grandes sacos cheios de gás serão abertos para proteger o veículo à medida que embate sucessivamente na superfície da *Isidis Planitia*.

Quando o veículo se imobilizar na superfície o gás no interior dos sacos será libertado e a fuselagem exterior irá abrir-se, revelando toda a aparelhagem do robot. De seguida os painéis solares irão abrir-se, captando a luz solar para carregar as baterias que irão fornecer energia ao robot e às suas experiências durante a missão. Depois um braço-robot irá perscrutar a superfície contendo na sua extremidade uma plataforma denominada PAW (*Position Adjustable Workbench*) onde se encontram localizadas a maior parte das experiências. A primeira função do PAW será obter imagens em torno do local de aterragem.

O Beagle-2 deve levar a cabo a sua missão em 180 'sols' (1 sol representa um dia marciano que é quase idêntico em duração a um dia terrestre). Os primeiros dias na superfície serão destinados a serem levadas a cabo sequências pré-programadas, observação do local de aterragem e análises através de sensores de ambiente, e preparação das análises detalhadas das rochas e do solo.

Tal como já foi referido o Beagle-2 irá aterrar na chamada *Isidis Planitia*, onde sinais de vida passada podem ter sido preservados. O local de aterragem, localizado a uma latitude de  $11,6^{\circ}\text{N}$  e a uma longitude de  $90,75^{\circ}\text{E}$ , está localizado numa latitude baixa de forma a minimizar a quantidade de material isolante necessário para proteger o robot nas frias noites de Marte (com a consequente poupança a nível de peso).

O local de aterragem do Beagle-2 não é muito rochoso para evitar qualquer ameaça a uma aterragem segura, no entanto possui a quantidade necessária de rochas para que possa levar a cabo as suas experiências. O local possui também alguns declives ligeiros e não é demasiado poeirento. A *Isidis Planitia* situa-se numa elevação baixa para que exista uma grande profundidade atmosférica suficiente para permitir a desaceleração do veículo por pára-quebras durante a descida.

### Navegação, viagem até Marte e órbita marciana

Após se separar do estágio superior Fregat a primeira tarefa da Mars Express foi a de se estabilizar a nível de atitude em relação à Terra e ao Sol utilizando para tal um sensor solar. De seguida procedeu-se à abertura dos painéis solares e a sonda enviou uma mensagem para os seus controladores onde fazia um relatório do estado dos seus instrumentos e sistemas de bordo após a violenta viagem desde o Cosmódromo de Baikonur. O contacto com a Terra foi levado a cabo através da antena omnidireccional de baixo ganho (pois ainda se encontrava próximo do nosso planeta).

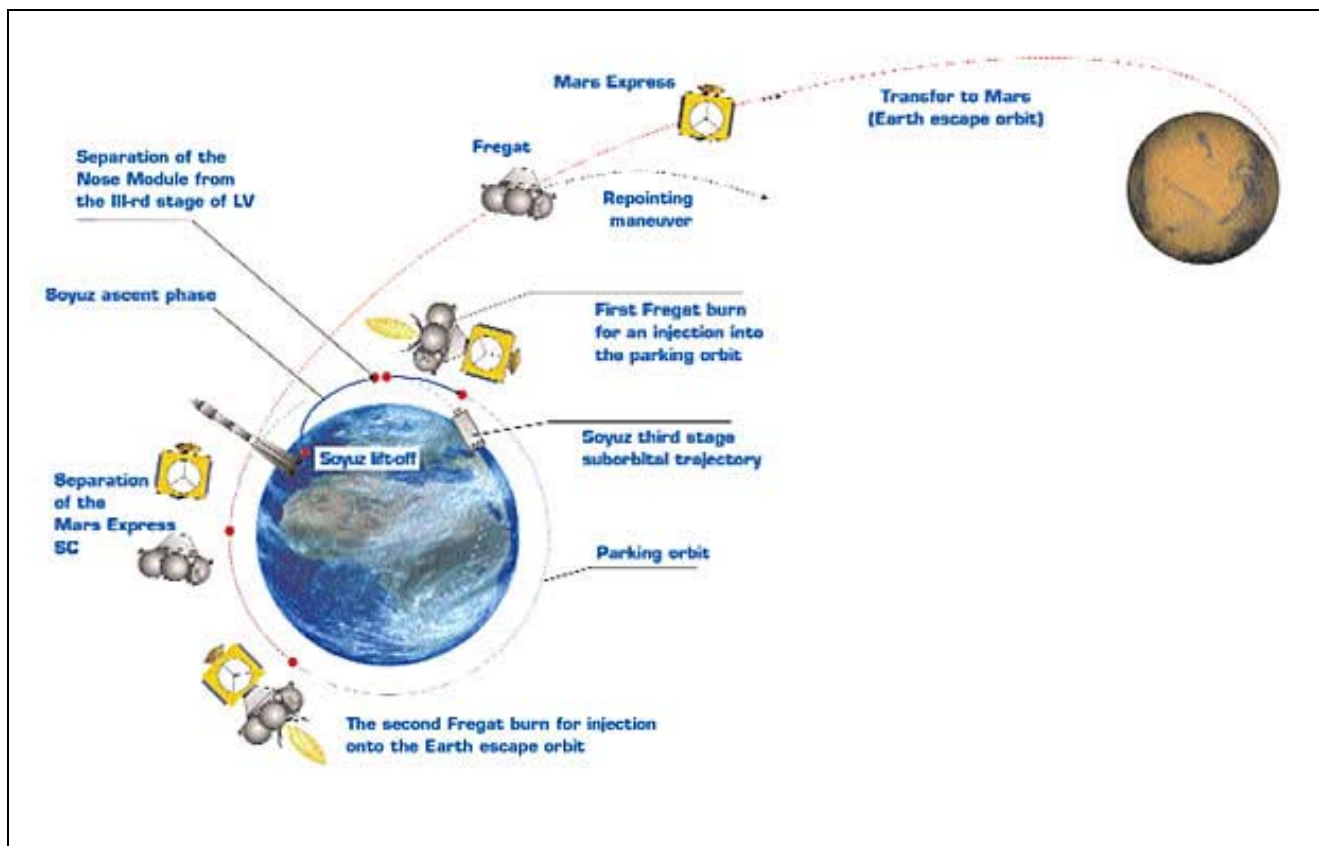
Uma manobra curiosa foi levada a cabo para evitar que o estágio Fregat também terminasse os seus dias em órbita em torno de Marte. Assim, o lançador foi comandado para não alcançar a órbita precisa colocando o conjunto Fregat / Mars Express numa órbita ligeiramente distinta à que estava inicialmente prevista. Isto não alterou os planos da missão pois o estágio Fregat possui um sistema de orientação extremamente preciso que automaticamente removeu os erros introduzidos durante a fase de ignição dos motores do Soyuz-FG.

A seguinte tarefa para os controladores na Terra foi a de determinar de uma forma precisa qual era a trajectória que a sonda estava a percorrer. As estações de rastreio da ESA localizadas em Perth e em Kourou levaram a cabo esta tarefa ao emitirem sinais de rádio para a sonda e medindo o tempo que esses sinais demoravam a regressar à Terra. Dois dias após o lançamento os controladores enviaram uma mensagem para a Mars Express para que a sonda refinasse a sua trajectória em direcção a Marte. Esta manobra foi levada a cabo utilizando-se os pequenos motores que produziram o efeito necessário.

A Mars Express viajará em direcção a Marte a uma velocidade relativa de 116.800 km/h e a uma velocidade de 10.800 km/h em relação ao nosso planeta. Durante o primeiro mês da missão serão levadas a cabo várias verificações em cada um dos instrumentos a bordo antes de serem desligados para o longo cruzeiro até Marte. A viagem até Marte será relativamente calma apenas com contactos diários para verificar o estado geral do veículo. Uma segunda correcção de trajectória será também levada a cabo utilizando os pequenos motores de controlo de atitude da sonda.

As preparações para a largada e descida do Beagle-2 terão início um mês antes da chegada a Marte, no entanto o robot será largado o mais tarde possível e a apenas cinco dias da entrada em órbita de Marte da Mars Express. Esta largada tardia irá aumentar as probabilidades de uma aterragem no local pretendido. Os motores da sonda serão accionados de

modo que coloque o Beagle-2 numa trajectória que o leve a entrar na atmosfera marciana e descer no local exacto. De salientar que o Beagle-2 não possui qualquer sistema de propulsão espacial. Durante a sua viagem de cinco dias até à superfície do planeta o Beagle-2 estará surdo e mudo, não tendo qualquer contacto com a Mars Express. A descida através da atmosfera de Marte irá demorar aproximadamente 10 minutos.



Esquema simplificado da trajectória da Mars Express até Marte. De notar a manobra que o estágio leva a cabo de forma a evitar um impacto na superfície de Marte. Imagem: ESA

Entretanto, e após a largada do Beagle-2, a Mars Express irá activar o seu sistema de propulsão principal para a tirar de uma trajectória de impacto com o planeta Marte na qual se encontra. A Mars Express entrará então numa órbita de Marte muito elíptica após ter sido desacelerada até uma velocidade inferior à velocidade de escape marciana. No entanto a primeira órbita não terá a inclinação orbital desejada e o seu ponto mais elevado será demasiado afastado de Marte para permitir observações científicas. Isto implica que a Mars Observer irá ter de levar a cabo uma série de manobras orbitais para que fique colocada numa órbita operacional e perto da órbita polar com uma inclinação de  $87^\circ$  em relação ao equador marciano. Estas manobras serão levadas a cabo utilizando o seu motor principal que será activado pelo menos mais quatro vezes. A primeira queima será realizada perto do ponto mais afastado da sua trajectória orbital (apocentro) de forma a tornar a órbita plana e de seguida a segunda queima terá lugar no ponto menos afastado da órbita (pericentro a 250 km de altitude) de forma a reduzir o apocentro.

As primeiras semanas em torno de Marte serão as mais arriscadas para a Mars Express. Os controladores da sonda desejavam que esta ficasse logo colocada numa órbita inicial muito mais baixa de forma a se obter melhores comunicações com o Beagle-2. Porém, a Mars Express só pode transportar uma quantidade limitada de propelente que não é suficiente para atingir a órbita desejada. A Mars Express terá assim de utilizar uma manobra de aero-travagem na atmosfera de Marte para dissipar energia e fazer baixar a sua órbita. A Mars Express já foi desenhada para concretizar esta manobra, no entanto é uma manobra demorada e arriscada que demorará três meses a completar. Os controladores pretendem colocar a Mars Express numa órbita elíptica que leve a sonda até 1.000 km da superfície do planeta durante cerca de 30 minutos em cada sete horas e meia. O ponto mais distante da órbita encontrar-se-á a 11.500 km da superfície e esta órbita terá a vantagem de permitir a observação da superfície pelos instrumentos da sonda ao longo de várias distâncias o que dará origem a diferentes resoluções.

Quando a Mars Express se encontre mais próximo de Marte na sua órbita, será orientada de forma a que os seus instrumentos obtenham os dados científicos tão esperados e que a sua antena UHF possa receber os dados enviados pelo Beagle-2. Quando a sonda se mover para a parte mais elevada da sua órbita, a sua antena de alto ganho irá apontar em

direcção à Terra para sessões de comunicações com as estações no planeta. As alterações na orientação da sonda à medida que se move em torno de Marte serão possíveis ao se trocar o momento angular entre o corpo da sonda e as rodas de rotação no seu interior.

A Mars Express irá continuar na sua órbita ajustando regularmente a sua posição de forma a obter os melhores ângulos para as suas observações e comunicações. A Mars Express deverá permanecer neste estado pelo menos durante um ano marciano, isto é 687 dias terrestres. Esta será a duração da sua missão, no entanto a sonda tem o potencial de poder prolongar a sua missão até dois anos marcianos. Durante a sua missão principal o ponto pericentral da sua órbita irá se deslocar sobre a superfície permitindo que a sonda cubra a superfície a partir de variados ângulos.

### O longo caminho da Mars Express

Em finais de 1998 a Agência Espacial Europeia introduziu a missão Mars Express no seu programa “*Horizons 2000 Plus*”, sendo este o primeiro projecto da recém criada série de “*Flexible Missions*”. Com a introdução da Mars Express a ESA quis compensar a perda da sonda Mars-96 na qual cientistas europeus estiveram envolvidos.

Em Março de 1999 foi concedida à empresa Astrium o contrato de construção e desenvolvimento da Mars Express. Desde essa data o desenvolvimento da sonda foi feito em velocidade de cruzeiro com diversos testes de integração eléctrica e funcional. A 28 de Agosto de 2000 a Agência Espacial Europeia anunciava que os primeiros testes de integração dos diferentes componentes da Mars Express haviam sido levados a cabo nas instalações da *Astrium SAS*, em Toulouse - França. Estes testes serviram para verificar que todos os componentes da sonda podiam trabalhar em uníssono, tendo os testes sido levados a cabo sobre uma série de mesas experimentais instaladas dentro de um laboratório e sobre a qual assentavam inúmeros elementos da sonda. Quatro mesas (que equivaliam aos quatro lados da sonda) continham o que parecia ser um conteúdo interior da Mars Express onde diferentes caixas ligadas às mesas representavam os instrumentos científicos e o próprio equipamento da sonda instalados nas mesmas posições que viriam a ocupar posteriormente no próprio veículo. Existiam 8.000 ligações entre mais de 30 unidades que resultava em mais de 13.000 metros de cabos de ligação.



O foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat no interior do edifício de integração e montagem no Cosmódromo GIK-5 Baikonur antes de ser transportado para a plataforma de lançamento. Imagem: Rosaviakosmos.

Estes testes ficaram em utilização contínua até Novembro de 2001 enquanto que modelos de instrumentos e outro equipamento eram instalados e testados nos seus devidos lugares. Os primeiros testes foram realizados sobre o CDMU (*Control and Data Management Unit*), que equivale ao cérebro da sonda, seguindo-se os testes do terminal da unidade remota.

Em Dezembro de 2000 a ESA anunciava que o robot Beagle-2 iria aterrar em Isidis Planitia, seleccionado a partir de um conjunto de possíveis locais de aterragem tais como Candor Chasma, Elysium Planitia, Chryse Planitia e Sidmud Valles.

Ao longo dos meses seguintes os preparativos da Mars Express foram progredindo a bom ritmo e em Maio de 2001 os membros do projecto da Mars Express realizaram a primeira visita de reconhecimento ao Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão, com o intuito de se familiarizarem com as instalações onde a sonda seria preparada nas

semanas que antecederiam o lançamento. A equipa visitou também as instalações de produção do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG em Samara junto ao rio Volga.

O robot Beagle-2 começou a ser construído na última semana de Julho de 2002 nas instalações da AAF (*Aseptic Assembly Facility*) na Universidade Aberta de Milton Keynes, Inglaterra. O caminho do Beagle-2 foi um caminho muito tumultuoso, sendo todo o projecto quase cancelado devido à falta de suporte financeiro.

Entretanto em Outubro de 2002 o Beagle-2 passou um dos testes mais importantes na sua preparação quando a Astrium levou a cabo uma largada de um sistema de pára-quedas a partir de uma plataforma transportada por balão. Em Junho de 2002, e após a conclusão que os técnicos chegaram de que os «*air-bag's*» a serem utilizados na descida até à superfície marciana não aguentariam por si só o impacto, foi decidido que o Beagle-2 utilizaria também um sistema ligeiro de pára-quedas. A equipa da Astrium desenvolveu em três meses um pára-quedas muito leve que tivesse a capacidade de reduzir a velocidade de descida do robot de forma a minimizar as forças de impacto sobre os «*air-bag's*».

O primeiro teste teve lugar a 30 de Agosto de 2002 e demonstrou a fantástica performance do pára-quedas que foi confirmada em testes posteriores. O elaborado método de arrumação do pára-quedas no seu contentor foi demonstrado a 12 de Setembro com a rápida extracção do pára-quedas em velocidades até aproximadamente 145 km/h. Um método simples, mas violento, foi adoptado para demonstrar a força do pára-quedas quando um modelo foi montado nas traseiras de um camião e quando a 16 de Setembro atingiu margens bem para lá dos limites requeridos. Os resultados obtidos levaram ao fim do chamado “Project Review” a 26 de Setembro. O pára-quedas foi entregue em Novembro de 2002 para ser integrado no Beagle-2.



A 14 de Fevereiro de 2003 a Agência Espacial Russa Rosaviakosmos anuncia que a data do lançamento da Mars Express será a 23 de Maio de 2003, e a ESA anunciava nesse mesmo dia que havia terminado o programa de testes SREMC (System Radiated ElectroMagnetic Compatibility Test) no qual e utilizando transmissores e receptores de ondas de rádio se verificou que não existia qualquer interferência eléctrica entre os diversos instrumentos da Mars Express.

A 24 de Fevereiro o Beagle-2 foi transportado do seu local de montagem em Inglaterra para as instalações da Astrium em Toulouse, onde foi acoplado à sonda Mars Express.

Entretanto a 18 de Março o lançamento da primeira missão a Marte da ESA foi adiado para o mês de Junho devido ao facto de os técnicos da ESA terem detectado a presença de um componente defeituoso nos sistemas da sonda. O adiamento até acabou por ser vantajoso para a missão em si, pois devido ao facto de durante os meses de espera até ao lançamento os planetas Terra e Marte ficarem mais próximos o que permite o transporte de uma maior carga por parte da sonda.



A sonda foi transportada para o Cosmódromo de Baikonur no dia 19 de Março a bordo de um avião de transporte russo Antonov An-124, tendo chegado ao seu destino no dia seguinte.

A 18 de Abril a ESA anuncia a nova data de lançamento da Mars Express agora agendada para o dia 2 de Junho na abertura de uma janela de lançamento até ao dia 23 desse mês.

No dia 20 de Maio foi dado o início oficial da contagem decrescente para o lançamento da Mars Express. O lançador com a Mars Express foi colocado na plataforma de lançamento 17P32-6 (LC31 PU-6) no dia 30 de Maio e o lançamento teve lugar às 1745:26,236UTC do dia 2 de Junho de 2003.



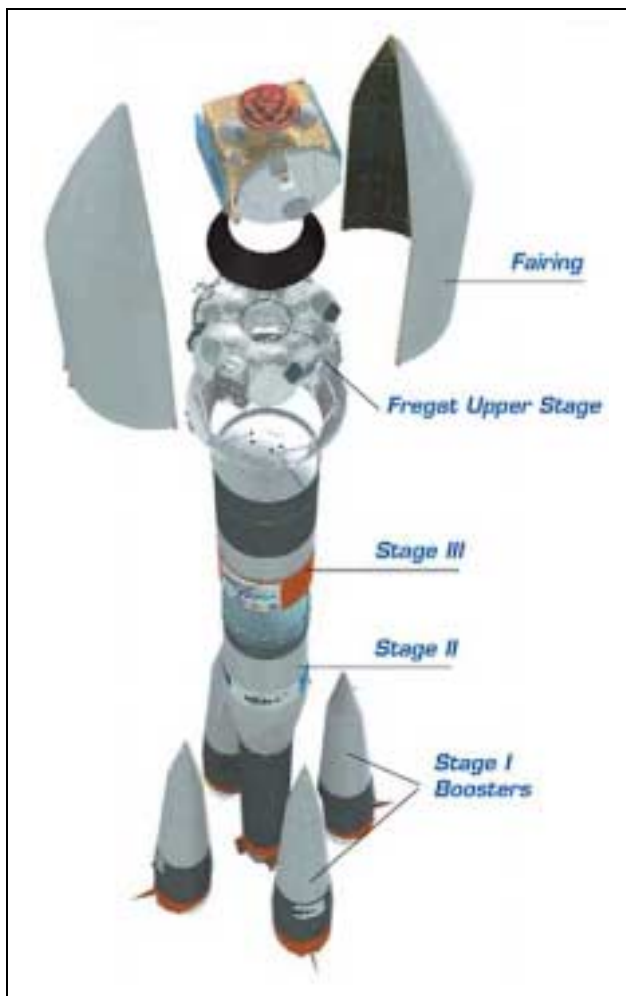
Após atingir a órbita terrestre a Mars Express recebeu a Designação Internacional 2003-022A, tendo o número de catálogo orbital 27816. O Beagle-2 provavelmente irá receber uma Designação Internacional após se separar da Mars Express, no entanto não irá receber qualquer número de catálogo orbital. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

#### O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat

O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U ao qual é adicionado um estágio superior Fregat. Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviônicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7

Estas imagens mostram fases distintas da presença do lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat na plataforma de lançamento 17P32-6 (LC31 PU-6) no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. A última imagem mostra os momentos logo após a ignição do foguetão. Imagens: Rosaviakosmos.

tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).



Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 157,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.000 kgf, tendo um Ies de 359 s e um tempo de queima de 3000 s. Tem um diâmetro de 2,4 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O último estágio deste lançador é o Fregat que tem um peso bruto de 6.535 kg e sem combustível pesa 1.100 kg. É capaz de desenvolver 2.000 kgf no vácuo e o seu Ies é de 327 s, tendo um tempo de queima de 877 s. Tem um comprimento de 1,50 metros, um diâmetro de 3,35 metros, utilizando como combustíveis o  $N_2O_4$  e o UDMH. Está equipado com um motor S5.92 desenhado por Isayev. Tem um peso de 75 kg e possui uma câmara de combustão que desenvolve uma pressão de 97,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 2.000 kgf, tendo um Ies de 327 s e um tempo de queima de 2.000 s. Tem um diâmetro de 0,84 metros e um comprimento de 1,03 metros.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é capaz de colocar uma carga de 5.000 kg numa órbita média a 450 km de altitude e com uma inclinação de  $51,8^\circ$  em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 411.000 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 305.000 kg. O seu comprimento atinge os 46,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

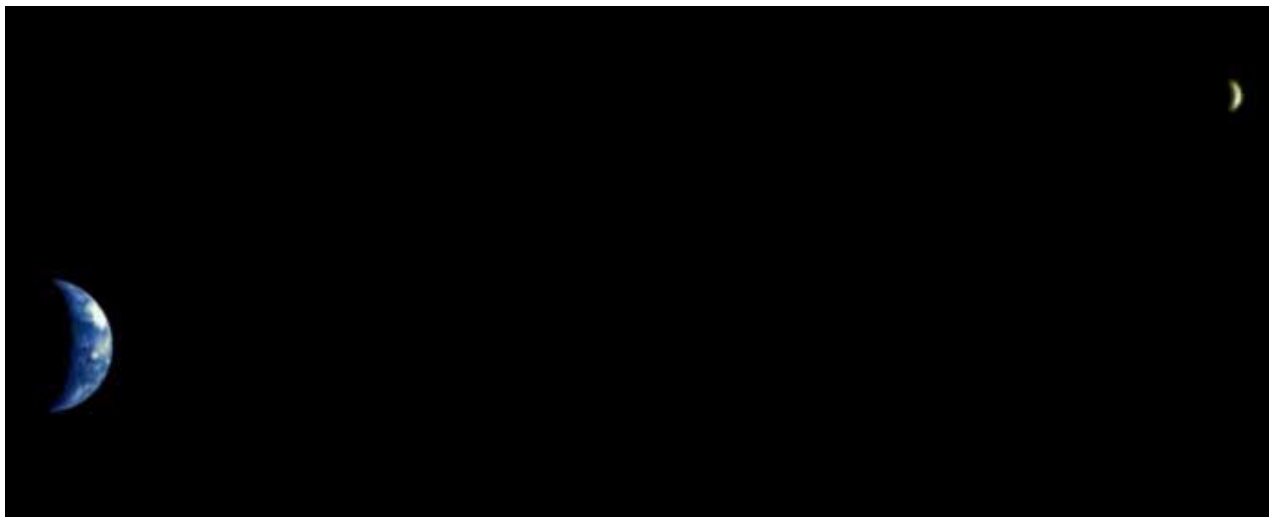
É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 105.400 kg, este estágio pesa 6.875 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 101.931 kgf no vácuo. Tem um Ies de 311 s (Ies-nm de 245 s) e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene. O Block A tem um comprimento de 27,8 metros e um diâmetro de 3,0 metros. O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko. É capaz de desenvolver uma força de 101.931 kgf no vácuo, tendo um Ies de 311 s e um Ies-nm de 245 s. O seu tempo de queima é de 300 s. As suas diferenças de performance em relação ao RD-107 são resultado da utilização na totalidade de componentes russos.

Em torno do Block A estão colocados quatro propulsores designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso bruto de 44.400 kg, pesando 3.810 kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento 19,6 metros, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um tempo de queima de 120 s. Cada propulsor está equipado com um motor RD-117 que consome LOX e querosene, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo durante 130 s. O seu Ies é de 310 s e o Ies-nm é de 264 s.

O estágio Block I está equipado com um motor RD-0124 (11D451M ou 14D23). Tem um peso bruto de 25.500 kg e sem combustível pesa 2.355 kg. É capaz de desenvolver 30.000 kgf e o seu Ies é de 359 s, tendo um tempo de queima de 3.000 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros, utilizando como combustível o LOX e o querosene. O motor RD-0124 foi desenhado por Semyon



O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção à ISS.



A Terra e a Lua fotografadas pela sonda Mars Express a caminho de Marte. Imagem: ESA.

#### **4 de Junho – 11K65M Kosmos-3M**

##### **Cosmos 2398**

O segundo lançamento militar russo em 2003 colocou em órbita terrestre um satélite de navegação da classe Parus a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk e utilizando um lançador de dois estágios 11K65M Kosmos-3M.

**Lançamento orbital n.º 4.271**  
**Lançamento Rússia n.º 2.694 (63,077%)**  
**Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.481 (34,676%)**

##### **O lançador 11K65M Kosmos-3M**

Este foi o 613º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961, sendo o 429º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M e o 410º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,57%. Os 11K65M Kosmos-3M são construídos pela Associação de Produção Polyot (PO-Polyot), sendo originalmente desenhados pelo Bureau de Desenho de Yangel (agora Bureau de Desenho Yuzhnoye) e pela Associação de Produção Científica *Prikladnoi Mekhaniki* (Mecânica Aplicada).

O primeiro foguetão da família Kosmos foi lançado a 27 de Outubro de 1961. Nesse dia um foguetão Kosmos 63S1 Cosmos 2I tinha como missão colocar em órbita o satélite DS-1 n.º 1 mas no entanto o lançamento fracassou. O primeiro lançamento com sucesso deu-se a 16 de Março de 1962, com a colocação em órbita do satélite Cosmos 1 (00266 1962-008A) desde o silo Mayak-2 no Cosmódromo GTsP-4 Kapustin Yar, por um foguetão Kosmos 63S1 Kosmos 2I (n.º 6LK). O primeiro lançamento de um 11K65M Kosmos-3M teve lugar a 15 de Maio de 1967 com a colocação em órbita do satélite Cosmos 158 Tsyklon GVM (02801 1967-045A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk (LC132).

O 11K65M Kosmos-3M é um lançador a dois estágios que é também designado C-1 Skean, SL-8 e SS-5 (no qual é baseado). Tendo um peso total de 107.500 kg, é capaz de desenvolver uma força de 150.696 kgf no lançamento, colocando em órbita uma carga de 1.400 kg (órbita baixa a 400 km de altitude) ou 700 kg (órbita a 1.600 km de altitude).

O primeiro estágio (designado Skean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65) tem um peso bruto de 87.100 kg, pesando 5.300 kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433 kgf, tendo um Ies de 292s e um Tq de 130s. Este estágio tem um comprimento de 19,3 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor RD-216

(também designado 11D614) tem um peso de 1.350 kg, um diâmetro de 2,3 metros e um comprimento de 2,2 metros. O motor tem quatro câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH. O RD-216 é fabricado a partir de dois motores RD-215.

O segundo estágio (designado S3) tem um peso bruto de 20.135 kg, pesando 1.435 kg sem combustível. No vácuo do seu motor 11D94 desenvolve uma força de 16.000 kgf, tendo um Ies de 303s e um Tq de 375s. Este estágio tem um comprimento de 6,0 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor tem um peso de 185 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 1,8 metros. O motor tem 1 câmara de pré-combustão e 4 câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH.

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1999-045	26-Ago-99	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2366 (25892 1999-045A)
2000-033	28-Jun-00	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Nadezhda-6 (26384 2000-033A) Tsingua (26385 2000-033B) SNAP (26386 2000-033C)
2000-039	15-Jul-00	11K65M Kosmos-3M (47136-414)	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	CHAMP (26405 2000-039B) MITA (26404 2000-039A) BIRD-RUBIN (26406 2000-039C)
2000-074	20-Nov-00	11K65M Kosmos-3M (47165-631)	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	QuickBird-1 (26617 2000-074A)
2001-023	8-Jun-01	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2378 (26818 2001-023A)
2002-026	26-Nov-01	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	Cosmos 2389 (27436 2002-026A)
2002-036	8-Jul-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	Cosmos 2390 (27464 2002-036A) Cosmos 2391 (27465 2002-036B)
2002-046	26-Set-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Nadezhda-M (27534 2002-046A)
2002-054	28-Nov-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	AI Sat-1/DMC-1 (27559 2002-054A) Mozhayets (27560 2002-054B) Rubin-3-DSI (27561 2002-054C)
2003-023	4-Jun-03	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2398 (27819 2003-023A)

### Os satélites Parus

A classe de satélites de navegação Parus (artigo 11F627) é construída pela empresa *Reshetnev* e operados pelo MO SSSR. São os sucessores operacionais dos satélites Tsiklon, sendo por isso também designados Tsiklon-B.

Os voos de ensaio deste sistema foram iniciados em 1974 com o lançamento do satélite Cosmos 700 a 26 de Dezembro<sup>1</sup>. Tal como os Parus, os Tsiklon foram desenvolvidos pela *Reshetnev*, sendo os sistemas de controlo e navegação da responsabilidade da *NII Radiopribor* e o sistema de comunicações foi desenvolvido pela MNIIRS MPSS, ou *Nesvist*.

<sup>1</sup> O lançamento do satélite Cosmos 700 (07593 1974-105A) teve lugar às 1200UTC do dia 26 de Dezembro de 1974, a partir do Complexo LC132 do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e foi levado a cabo por um foguetão 11K65M Kosmos-3M (53731-270).

Em 1976 deram-se início a voos experimentais de forma a se desenvolver um sistema que cumprisse determinadas características táticas e operacionais. No entanto, o seu desenvolvimento foi atrasado devido a dificuldades na criação de *software* que obtivesse os parâmetros aceitáveis no que diz respeito aos níveis de precisão dos dados de navegação obtidos.

O sistema Tsiklon-B fornecia dados de informação a nível de navegação, sendo também utilizado para comunicações militares táticas da Marinha Soviética e da frota de submarinos equipados com mísseis balísticos. As comunicações gravadas a bordo e enviadas para o solo quando o satélite sobrevoasse determinada zona.



Lançamento do satélite de navegação militar Cosmos 2398 por um foguetão 11K65M Kosmos-3M a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Imagem: ITAR-TASS.

O sistema Parus foi aceite para serviço militar em 1976. Os satélites utilizam o modelo KAUR-1 (também utilizado pelos satélites da classe Tsiklon e Sfera) que é um corpo cilíndrico com um diâmetro de 2,04 metros coberto por células solares e radiadores do sistema de regulação termostática. A orientação do satélite em órbita é feita utilizando um sistema passivo magneto-gravitacional que utiliza um dispositivo de gradiente de gravidade de eixo único.

O compartimento do satélite é hermeticamente fechado e o equipamento está montado no seu interior num arranjo em forma de cruz para melhor equilíbrio do centro de massa. As baterias químicas de armazenamento de energia estão montadas na fuselagem interior e protegem os equipamentos de rádio e orientação que estão montados no centro. De forma geral os satélites da classe Parus têm um peso na ordem dos 810 kg.

Todos os satélites desta classe colocados em órbita receberam designações genéricas da série Cosmos e o mesmo aconteceu com o veículo lançado a 4 de Junho que recebeu a designação Cosmos 2398. O satélite ficou colocado numa órbita com um apogeu de 1.014 km de altitude, um perigeu de 969 km de altitude e uma inclinação orbital de 83,0° em relação ao equador terrestre.

O lançamento do Cosmos 2398 deu-se às 1923UTC do dia 4 de Junho a partir da Plataforma 1 do Complexo de Lançamentos 132 (LC132/1) do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk.

Após atingir a órbita terrestre o Cosmos 2398 recebeu a Designação Internacional 2003-023A, tendo o número de catálogo orbital 27819. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 6 de Junho – 8K82K Proton-K Breeze-M

### AMC-9

O lançamento do satélite de comunicações americano AMC-9 marcou o 300º lançamento para um foguetão da família Proton.

O 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios que é sem dúvida a locomotiva espacial da Rússia, sendo o seu lançador mais potente disponível. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton demonstra uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais. O Proton-K é construído pelo Centro Estadual de Produção e Pesquisa Espacial Khruichev, com sede em Moscovo.

O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que fosse capaz de colocar pesadas cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

A evolução da família de lançadores propostos por Chelomei levou ao actual 8K82K Proton-K que é também conhecido como Proton-3, UR-500K (Designação do Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khruichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos).

**Lançamento orbital n.º 4.272**  
**Lançamento Rússia n.º 2.695 (63,085%)**  
**Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.118 (26,170%)**



Utilizando o estágio Breeze-M (11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K Breeze-M tem um comprimento de 53,00 metros, um diâmetro de 7,40 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 2.920 kg numa órbita geossíncrona ou então 21.000 kg numa órbita a 185 km de altitude, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, tal como o Breeze-M.

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 kg, pesando 31.100 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem  $N_2O_4/UDMH$  e foram desenhados por Valentin Glushko.



O foguetão 8K82K Proton-K Breeze-M na Plataforma PU-39 do Complexo de Lançamentos LC200 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, antes de colocar em órbita o satélite de comunicações norte-americano AMC-9 Imagem: Rosaviakosmos.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem  $N_2O_4/UDMH$ .

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver

64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um

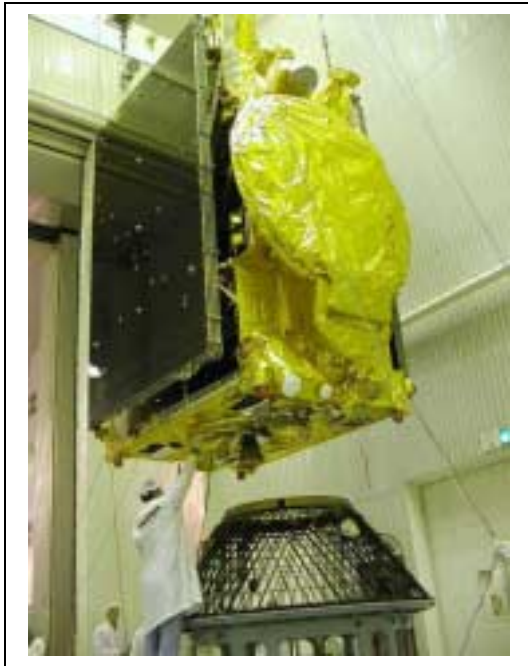
peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome  $N_2O_4/UDMH$ .

O quarto estágio, Breeze-M, tem um peso bruto de 22.170 kg e uma massa de 2.370 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 2.000 kgf, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 3.000 s. Tem um diâmetro de 2,5 metros, uma envergadura de 1,1 metros e um comprimento de 2,6 metros. Está equipado com um motor S5.98M (também designado 14D30). O S5.98M tem um peso de 95 kg e desenvolve 2.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 326 s e um Tq de 3.200 s. O motor tem uma consome  $N_2O_4/UDMH$ .

O primeiro lançamento do 8K82M Proton-M Breeze-M teve lugar a 5 de Julho de 1999, quando o veículo 389-01 tentou colocar em órbita o satélite de comunicações Gran' n.º 45 (1999-F02), a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R). O primeiro lançamento com sucesso teve lugar a 6 de Junho de 2000 (0259:00UTC) quando o veículo 392-01 colocou em órbita o satélite de comunicações Gorizont-31 (26372 2000-29A) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R).

O foguetão 8K82K Proton-K Breeze-M que colocou em órbita o satélite AMC-9 tinha 691.272 kg de peso e media 61,00 metros de altura.

Os foguetões Proton são comercializados pela empresa ILS – *International Launch Services*, que é constituída por capitais russos e americanos. A ILS também comercializa os lançadores americanos Atlas e no futuro irá comercializar os lançadores russos da família Angara.



lançamento o AMC-9 tinha um peso de 4.100 kg.

O satélite AMC-9 deveria ser colocado em órbita utilizando um estágio Block DM3, porém após o adiamento do lançamento do satélite até à conclusão da investigação das causas do acidente registado em Novembro de 2003, a SES AMERICON decidiu optar pelo estágio Breeze-M (aparentemente) mais fiável.

Esta missão foi também a 1ª missão de um Proton da ILS em 2003 e a 1ª missão de um foguetão Proton para o ano, sendo a 3ª missão da ILS em 2003, a 27ª missão da ILS a utilizar um Proton desde a formação da empresa em 1995 e o 3º lançamento da ILS no espaço de seis semanas.

#### A 300ª missão de um Proton

Esta missão foi uma das que mais adiamentos sofreu nos últimos meses, estando inicialmente prevista para ter lugar em Dezembro de 2002. O lançamento foi então adiado para 10 de Fevereiro e posteriormente para o dia 28 de Fevereiro, mas acabou por ser adiado devido ao facto de ainda no princípio desse mês não se havia seleccionado o estágio superior do veículo lançador. No contrato inicial havia sido estipulado que seria utilizado um estágio Block DM3, porém posteriormente foi decidido utilizar o estágio Breeze-M enquanto que a comissão de inquérito que investigou as falhas que aconteceram com um estágio DM3 em Novembro de 2002, não obtivesse as suas conclusões finais.

Entretanto na noite de 21 para 22 de Março o AMC-9 deixava as instalações da *Alcatel Space*, em Cannes, tendo como destino o Cosmódromo de Baikonur, e no dia 24 de Março a ILS anunciava que o lançamento do AMC-9 teria lugar a 29 de Abril. Porém, tal não havia de acontecer pois quando o lançador já se encontrava na plataforma de lançamento (onde havia sido colocado no dia 27 de Abril) na fase final de preparação, foi detectada uma anomalia que implicava a substituição de alguns elementos do foguetão que teve de ser recolhido para as instalações do edifício de integração e montagem no cosmódromo pois implicava a separação do estágio superior com dos restantes estágios do lançador. Uma nova data de lançamento

#### O satélite AMC-9

O satélite AMC-9 é baseado no modelo Spacebus 3000B3 tendo um peso de aproximadamente 4.100 kg. Construído pela *Alcatel Space*, de Cannes – França, o AMC-9 é utilizado pela empresa de comunicações *SES AMERICON*, baseada em Princeton – Nova Jersey – Estados Unidos.

O AMC-9 é um satélite de comunicações de alta potência que opera na banda-C (24 repetidores) e banda-Ku (24 repetidores), tendo como objectivo a expansão dos serviços de retransmissão de televisão, dados e serviços de telecomunicações para a América do Norte. O AMC-9 deverá operar em órbita por um período de 15 anos. No

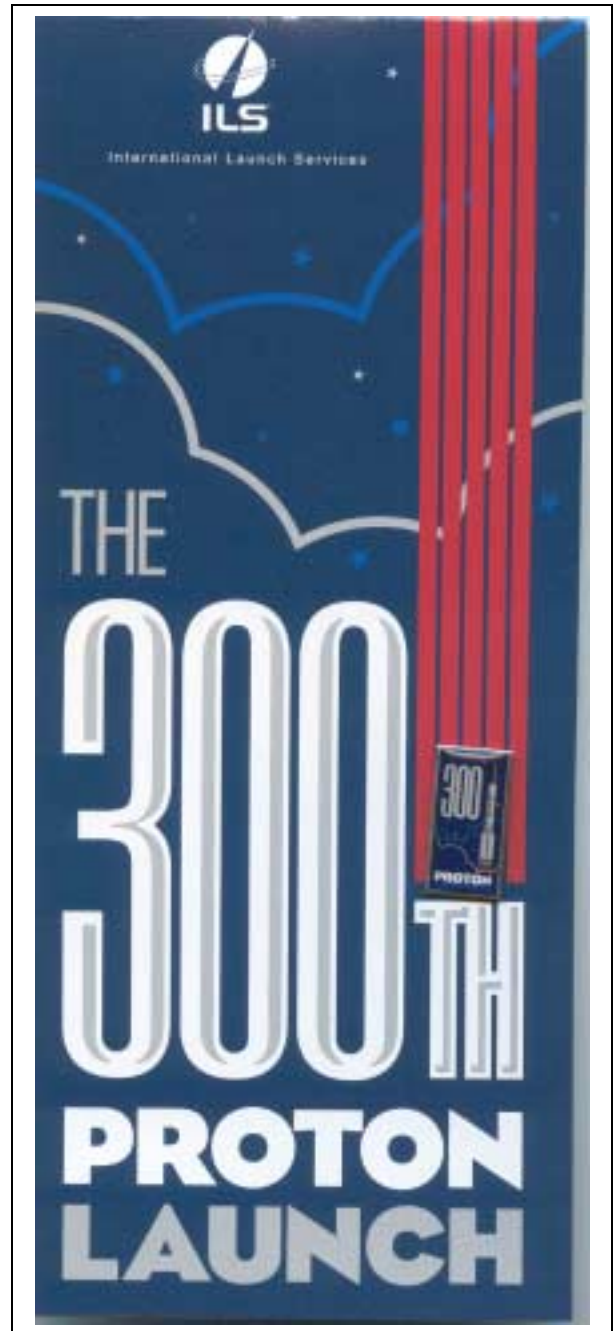


Imagem do *pin* comemorativo do 300º lançamento de um foguetão Proton que teve lugar a 6 de Junho de 2003. Imagem: Rui C. Barbosa.

foi marcada para o dia 19 de Maio após a substituição da unidade avariada a bordo do Proton-K. No entanto a maré de azar continuou para o Proton e para o AMC-9 quando foi descoberta uma deficiência nas unidades giroscópicas do estágio Breeze-M e quando o foguetão já se encontrava, mais uma vez, na plataforma de lançamento. Após a reparação do estágio superior, o lançamento foi agendado para as 2003UTC do dia 6 de Junho (já 7 de Junho em Baikonur).

O 8K82K Proton-K Breeze-M com o satélite AMC-9 foi transportado para a plataforma de lançamento a 4 de Junho, iniciando-se a preparação final para a 300ª missão de um Proton.

A preparação do lançador e a contagem decrescente final decorreu sem problemas e o foguetão acabou por ser lançado às 2215:15UTC. A ascensão do lançador foi normal com o veículo a atingir uma altitude de 100 km aos T+4m15s (2219UTC), encontrando-se a 295 km do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. A separação do primeiro estágio havia-se dado a T+2m3,17s (2217:18UTC), tendo caído na área de Karaganda, e a separação do segundo estágio teve lugar às 2220:46UTC (T+5m31,31s), com o lançador a uma altitude de 1.167 km e a uma distância de 475 km de Baikonur. O segundo estágio caiu na região Este do Cazaquistão, no território de Altai. A separação da ogiva de protecção do satélite AMC-9 teve lugar às 2220:58UTC (T+4m43s) e o final da queima do terceiro estágio ocorreu às 2224:48UTC (T+9m33,31s), separando-se do estágio superior Breeze-M logo de seguida a T+9m43,43s (2224:58UTC) com o terceiro estágio a cair no Oceano Pacífico numa zona situada a 31°55'00''N – 153°45'00'' O. Após a separação do terceiro estágio o conjunto Breeze-M/AMC-9 ficou numa órbita parabólica com um apogeu de 180,01 km, um perigeu de -1.041,41 km e uma inclinação orbital de 51,527° em relação ao equador terrestre. A primeira ignição do Breeze-M teve lugar às 2226:34UTC (T+11m19s) e durou até T+19m32s (2234:47UTC), atingindo-se uma órbita circular preliminar com uma altitude de 194 km e uma inclinação de 51,54°.

A segunda ignição do Breeze-M teve lugar a T+1h09m26s (2324:41UTC) e teve uma duração de 15 minutos



Às 2215:15UTC do dia 6 de Junho de 2003 era lançado o 300º foguetão da família de lançadores Proton. Imagem: ILS TV.

terminando a T+1h24m56s (2324:41UTC), aumentando os parâmetros orbitais para: apogeu 5.000 km de altitude, perigeu 275 km de altitude e reduzindo a inclinação orbital para 50,3°. Uma terceira ignição ocorreu a T+3h30m56s (0146:11UTC do dia 7 de Junho), com uma duração de 10 minutos e terminando a T+3h40m55s (0156:10UTC) atingindo-se um apogeu de 15.061 km de altitude, um perigeu de 296 km e obtendo-se uma inclinação orbital de 49,6°. Após esta queima deu-se a separação de um tanque adicional de propelente do Breeze-M (T+3h41m40s / 0156:55UTC) e a T+3h42m51s (0158:06UTC) ocorreu uma quarta ignição que teve uma duração de 5 minutos terminando T+3h47m52s (0203:07UTC), colocando o conjunto numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 35.899,4 km de altitude, um perigeu de 385,0 km de altitude e uma inclinação orbital de 49,10°. Finalmente, a quinta e última ignição do Breeze-M teve lugar a T+8h28m16s (1443:31UTC) e durou 6 minutos (T+8h34m53s / 1450:08UTC). A separação do AMC-9 deu-se a T+8h54m45s (1510:00UTC), ficando o satélite numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona

com um apogeu de 35.793 km de altitude (o apogeu previsto era de 35.786 km de altitude), perigeu de 6.668 km de altitude tal como estava previsto e uma inclinação orbital de 17,54° em relação ao equador terrestre (com uma inclinação prevista de 17,54°). Posteriormente o satélite AMC-9 utilizará o seu próprio motor para a atingir a órbita geossíncrona (segundo Jonathan McDowell, a 10 de Junho encontrava-se numa órbita com um apogeu de 35.689 km de altitude, um perigeu de 31.848 km de altitude e uma inclinação orbital de 0,8°).

Após atingir a órbita terrestre o satélite AMC-9 recebeu a Designação Internacional 2003-024A, tendo o número de catálogo orbital 27820. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 8 de Junho – 11A511U Soyuz-U (D15000-681)

### Progress M1-10 (ISS-11P)

Mais um cargueiro tendo como destino a estação espacial ISS foi colocado em órbita por um foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG. Este foi o 22º lançamento orbital de 2003 e teve lugar no dia 8 de Junho a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão. O lançamento teve lugar partir da plataforma 17P32-5 (LC1-5) também designada “Gagarinsky Start”, às 1745:26,236UTC.

**Lançamento orbital n.º 4.273**  
**Lançamento Rússia n.º 2.696 (63,094%)**  
**Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.119 (26,188%)**

#### A versão carga da Soyuz

O cargueiro 11F615A55 7K-TGM1 n.º 259 foi o 100º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 47 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1) e 10 do tipo Progress M1. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut 6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut 7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a saudosa estação orbital Mir.

O veículo Progress M1 é uma versão modificada do cargueiro Progress M, sendo capaz de transportar mais combustível do que o modelo original num máximo de 1.950 kg (além de 1.800 kg de equipamento ou mantimentos). Tendo um peso total de 7.150 kg, este cargueiro é constituído por três módulos:

- Módulo de Carga – *Gruzovoi Otsek* (com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg) com um sistema de acoplagem e está equipado com duas antenas tipo Kurs;
- Módulo de Reabastecimento – *Otsek Komponentov Dozapravki* (com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg) destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;
- Módulo de Serviço (um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg) que contém os motores do veículo tanto para propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série Soyuz TM.

Progress	Nº de Série	NORAD	Desig. Inter.	Lançamento	Lançador	Acoplagem
M-44 (3P)	7K-TGM (11F615A55) nº244	26713	2001-008A	26-Fev-01	Soyuz-U	28-Fev-01
M1-6 (4P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº255	26773	2001-021A	20-Mai-01	Soyuz-FG	23-Mai-01
M-45 (5P)	7K-TGM (11F615A55) nº245	26890	2001-036A	21-Ago-01	Soyuz-U	23-Ago-01
M-SO1	7K-TGM (11F615A55) nº301	26908	2001-041A	14-Set-01	Soyuz-U	17-Set-01
M1-7 (6P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº256	26983	2001-051A	26-Nov-01	Soyuz-FG	28-Nov-01
M1-8 (7P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº257	27395	2002-013A	21-Mar-02	Soyuz-FG	24-Mar-02
M-46 (8P)	7K-TGM (11F615A55) nº246	27454	2002-033A	26-Jun-02	Soyuz-U	29-Jun-02
M1-9 (9P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº258	27531	2002-045A	25-Set-02	Soyuz-FG	29-Set-02
M-47 (10P)	7K-TGM (11F615A55) nº247	27680	2003-006A	2-Fev-03	Soyuz-U	4-Fev-03
M1-10 (11P)	7K-TGM1 (11F615A55) n.º259	27823	2003-025A	8-Jun-03	Soyuz-FG	11-Jun-03

#### O lançador 11A511U Soyuz-U

O foguetão 11A511U Soyuz-U é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de três estágios, sendo um deles constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-108 (11D512). Tendo um peso bruto de 101.000 kg, este estágio pesa 6.500 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,8 metros, um diâmetro de 3,0 metros e uma envergadura de 3,0 metros.

O motor RD-108 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400

kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.



Imagem do interior do edifício de montagem e integração dos foguetões 11A511U Soyuz-U no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Nesta imagem são visíveis todos os estágios do lançador (os estágios Block A, B, V, G e D) estão suspensos sobre o chão do edifício. Imagem: RKK Energiya.

kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 250 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros e uma envergadura de 2,7 metros, utilizando como propolentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O 11A511U Soyuz-U é capaz de colocar uma carga de 6.855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6° em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410.464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297.400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O foguetão 11A511U Soyuz-U contendo o cargueiro Progress M1-10 aguarda o seu transporta para a Plataforma 17P32-5 (LC1 PU-5) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: Rosaviakosmos.



No total já foram lançados 700 veículos deste tipo dos quais falharam 18, tendo assim uma taxa de sucesso de 97,43%. O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite

Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk.

Este lançamento marcou o 1.678º lançamento com sucesso para um lançador da família do R-7.

### A missão ISS-11P

O lançamento do Progress M1-10 estava inicialmente planeado para ocorrer a 26 de Maio, sendo adiado para o dia 8 de Junho, em virtude de vários factores entre os quais a necessidade de se proceder a uma revisão das missões deste tipo em virtude do acidente com o vaivém espacial OV-102 Columbia a 1 de Fevereiro de 2003.

O cargueiro Progress M1-10 durante a fase de preparação que antecedeu a sua introdução no interior da ogiva de protecção do seu foguetão lançador. Notem-se os painéis solares do cargueiro colocados em torno do Módulo de Serviço. Imagem: RKK Energiya.



No dia 29 de Maio teve lugar uma reunião da Comissão Técnica que acompanhou a preparação do cargueiro Progress M1-10. Nesta reunião foi tomada a decisão de se proceder ao abastecimento do veículo com o propelente necessário para as manobras orbitais, bem como de se proceder ao abastecimento dos depósitos dos gases de pressurização. Neste dia procedeu-se também à verificação do centro de massa do veículo e à sua pesagem no interior do edifício de montagem e integração no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. O abastecimento do cargueiro ficou completo no dia 30 de Maio.

A 2 de Junho o cargueiro foi acoplado com o compartimento de transferência do lançador e no dia seguinte foi levada a cabo uma inspecção ao veículo antes deste ser colocado no interior da ogiva de protecção do foguetão 11A511U Soyuz-U. O transporte da ogiva de protecção do lançador contendo no seu interior o cargueiro Progress M1-10, para o edifício de integração e montagem do lançador, teve lugar no dia 4 de Junho, sendo acoplado aos estágios inferiores no dia seguinte. Ainda neste dia, e durante uma reunião da Comissão Governamental e da Comissão Técnica, foi decidido prosseguir com o transporte do foguetão para a plataforma de lançamento 17P32-5.

Às 0300UTC do dia 6 de Junho o veículo de transporte do foguetão 11A511U Soyuz-U abandonava as instalações do edifício de montagem e integração do lançador em direcção à plataforma de lançamento. Após chegar à plataforma o Soyuz-U foi colocado na posição vertical e iniciou-se o processamento final do foguetão antes do lançamento.

A bordo do Progress M1-10 seguiram 2.305 kg de cargas, dos quais 34 kg<sup>2</sup> de material para manutenção dos sistemas de bordo da ISS; instrumentos científicos (24 kg); equipamento para o módulo Zarya (68 kg); materiais para o sistema de controlo químico da atmosfera da estação (156 kg); equipamento para o sistema de fornecimento de energia (78 kg); equipamento para o sistema de fornecimento de água (451 kg); alimentos (313 kg); material higiénico, roupas, material sanitário e kits médicos (num total de 104 kg); equipamento necessário para a reparação de manutenção de vários sistemas da ISS incluindo o segmento americano da estação (305 kg); baterias para o sistema de monitorização do dióxido de carbono; novas válvulas para o sistema de remoção de dióxido de carbono; peças de manutenção para o dispositivo de exercício físico da ISS; correio e documentação de bordo (num total de 26 kg); propelente (403 kg); oxigénio (40 kg) e 360 litros de água potável, além de outras cargas da ESA. A bordo do Progress M1-10 seguiram também alguns CD contendo música e sons da Natureza, entre os quais o som de rãs e sapos.

<sup>2</sup>A informação relativa às quantidades transportadas a bordo do Progress M1-10, foi cedida por Antonin Vitek (Academia de Ciências da República Checa).

O lançamento do foguetão 11A511U Soyuz-U (D15000-681) teve lugar às 1034:18,837UTC do dia 8 de Junho. A separação do primeiro estágio do lançador teve lugar a T+1m58,78s (1036:17,620UTC) e os propulsores caíram no solo às 1037:00,200UTC (T+2m41,36s). O segundo estágio continuou a funcionar até às 1039:06,140UTC (T+4m47,30s). A separação entre o segundo e o terceiro estágio teve lugar às 1039:15,890UTC (T+4m57,05s), com este a entrar em ignição logo de seguida. O final da queima do terceiro estágio teve lugar a T+8m45,88s (1043:04,720UTC) com a separação entre este estágio e o Progress M1-10 a ter lugar às 1043:08,020UTC (T+8m49,18s), com o cargueiro a ser colocado numa órbita com um apogeu de 258,2 km de altitude, um perigeu de 193,7 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,65° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 88,72 minutos.

Os quatro propulsores laterais que constituíram o primeiro estágio do lançador, caíram na região de Karaganda, Cazaquistão, enquanto que o segundo estágio caiu na área do território de Altai, Rússia.

Após entrar em órbita o Progress M1-10 iniciou uma perseguição à estação espacial internacional ISS, ajustando a sua órbita até a igualar com a órbita da estação. O quadro mostra os parâmetros orbitais do Progress M1-10 entre as 1145:36UTC do dia 8 de Junho até às 0350:24UTC do dia 11 de Junho.

<b>Dia / Hora UTC</b>	<b>Apogeu (km)</b>	<b>Perigeu (km)</b>	<b>Inclinação Orb. (°)</b>	<b>Período Orb. (m)</b>
8 de Junho / 1145:36	242	187	51,73	88,78
8 de Junho / 1507:12	315	288	51,62	90,55
8 de Junho / 1648:00	315	305	51,63	90,72
10 de Junho / 1536:00	319	305	51,63	90,76
11 de Junho / 0350:24	394	385	51,63	92,34



A primeira manobra orbital teve lugar às 1409UTC do dia 8 de Junho com os motores do Progress M1-10 a entrarem em ignição durante 86,5 s e aumentando a velocidade do veículo em 34,0 m/s. Uma segunda manobra orbital ocorreu às 1456UTC com os motores a funcionarem por 62,9 s e a aumentar a velocidade do veículo em 25,9 m/s.

Às 0919UTC do dia 10 de Junho procedeu-se à activação e ensaio da câmara de televisão Klest-M utilizada no sistema de acoplagem TORU. Às 1145UTC procedia-se a uma terceira manobra orbital com o motor do cargueiro a funcionar por 8,6s e a levar a uma variação de 3,0 m/s na sua velocidade.

A sequência automática de acoplagem com a ISS teve início às 0847:29UTC do dia 11 de Junho. Às 0905:49 foi levada a cabo mais uma correcção orbital durante 23,1 s com uma alteração de 9,0 m/s na velocidade do Progress M1-10 e às 0951:06UTC uma nova correcção orbital teve a duração de 53,3 s alterando a velocidade em 21,62 m/s. A primeira manobra de travagem teve lugar às 1037UTC e às 1056UTC a velocidade relativa entre os dois veículos foi diminuída até 0 m/s entre uma distância de 190 metros a 170 metros. O início das comunicações com o centro de controlo da missão russo deu-se às 1104UTC e a aproximação final iniciou-se às 1108UTC. A acoplagem com o módulo Pirs teve lugar às 1114:43UTC (a

acoplagem estava planeada para ter lugar às 1117UTC havendo um erro de +/- 3 minutos).

O Progress M1-10 permaneceu acoplado à ISS até às 1941:44UTC do dia 4 de Setembro, apenas uma semana após a acoplagem do cargueiro Progress M-47 que foi colocado em órbita no dia 29 de Agosto. O M1-10 dava assim início a uma missão científica de observação da superfície terrestre antes da reentrada na atmosfera. Para tal o Progress M1-10 irá utilizar o espectrómetro VFS-3M. Às 2233UTC levava a cabo uma manobra de orientação de atitude durante 3 minutos com uma alteração de velocidade em 12 m/s.

Termina a missão de observação terrestre o motor do Progress M1-10 foi accionado às 1126UTC do dia 3 de Outubro de 2003, durante 145,3 s reduzindo a velocidade do cargueiro em 78 km/s. Às 1158UTC o veículo reentrou na atmosfera terrestre e às 1238:49UTC pedaços incandescentes do cargueiro caíram no Oceano Pacífico numa área centrada nas coordenadas 41°18' S – 135°46' W.

Após atingir a órbita terrestre o Progress M1-10 recebeu a Designação Internacional 2003-025A e o número de catálogo orbital 27823. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

O cargueiro Progress M1-10 na fase final de aproximação ao módulo de acoplagem Pirs da ISS. Na imagem é visível a nave Soyuz TMA-2. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.



**10 de Junho – 11K77 Zenit-3SL DM-SL**

**Thuraya-2**

**Lançamento orbital n.º 4.274**  
**Lançamento Rússia n.º 2.697 (63,102%)**  
**Lançamento Odyssey n.º 8 (0,187%)**

Emiratos Árabes Unidos, a proceder ao lançamento do satélite de comunicações Thuraya-2, então com lançamento marcado para Janeiro de 2003, e a iniciar a construção do satélite Thuraya-3.

O Thuraya-2 tem um peso de 5.177 kg e deverá operar durante 12 anos na órbita geossíncrona, fornecendo serviços de telecomunicações para mais de 100 países na Europa, Médio Oriente, Norte e Centro de África, e Ásia Central e do Sul. O satélite é baseado no modelo GEO-Mobile (GEM) e utiliza o desenho dos satélites Boeing-702. O sistema Thuraya já conseguiu mais de 6,5 milhões de minutos em chamadas telefónicas, tendo vendido mais de 65.000 telefones portáteis.

O Thuraya-2 foi colocado em órbita por um foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL. Este lançador, também designado J-1 (Designação Sheldom) ou SL-16 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos e NATO), pertence à família dos lançadores Energiya e foi desenvolvido, na sua versão original como 11K77 Zenit-2, para servir como substituto dos lançadores derivados a partir de mísseis balísticos intercontinentais utilizados desde os anos 60. Porém, e sendo construído na Ucrânia, com a desintegração da União Soviética a planeada produção em grande escala deste lançador foi cancelada e o seu futuro ameaçado com o investimento feito na família de lançadores Angara.



O desenvolvimento do Zenit foi iniciado em 1978 e os primeiros testes do primeiro estágio Zenit-1 foram iniciados em 1982, tendo os trabalhos na primeira plataforma destes lançadores sido concluídos em Dezembro de 1983. Apesar de todos os trabalhos nas instalações de apoio para os veículos estarem prontas, o primeiro lançamento foi sucessivamente adiado devido aos problemas no desenvolvimento do primeiro estágio.

Finalmente a 13 de Abril de 1985 foi iniciada uma série de lançamentos de ensaio que se prolongou até 1987 colocando em órbita uma série de cargas experimentais, findos os quais todo o sistema do Zenit foi aceite para uso militar.

Uma versão do seu primeiro estágio foi utilizada como propulsor lateral do potente 11K25 Energiya, entretanto abandonado. Foram construídas duas plataformas em GIK-5 Baikonur, mas outras plataformas em GIK-1 Plesetsk nunca foram concluídas sendo entretanto convertidas para serem utilizadas com os Angara.

Desde o início do programa que estava prevista a construção de um lançador a três estágios, o Zenit-3, para colocar cargas na órbita geossíncrona. Esta versão utilizaria o estágio 11D68 Block-D já utilizado no 11A52 N1 Nositol e 8K82K Proton-K, podendo assim substituir este lançador na colocação de satélites na órbita de Clarke. Nos anos 80 foi considerado o seu lançamento a partir de uma base situada no Cabo York, Austrália, sendo posteriormente adoptado pelo consórcio Sea Launch para lançamentos a partir de uma plataforma petrolífera norueguesa reconvertida e situada no Oceano Pacífico no equador terrestre.

Este foi o 9º lançamento do 11K77 Zenit-3SL dos quais somente um fracassou, tendo assim uma taxa de sucesso de 88,89%. O primeiro lançamento do Zenit-3SL ocorreu a 28 de Março de 1999 (0129:59UTC) tendo colocado em órbita o satélite DemoSat (25661 1999-014A). Por outro lado, o primeiro fracasso teve lugar no seu terceiro lançamento ocorrido a 12 de Março de 2000 (1449:15UTC) quando falhou o lançamento do satélite ICO F-1.

O 11K77 Zenit-3SL desenvolve uma força de 740.000 kgf no lançamento, tendo um peso de 471.000 kg. Tem um comprimento de 59,6 metros e um diâmetro de 3,9 metros. O seu primeiro estágio, Zenit-1, tem um peso bruto de 354.300 kg, pesando 28.600 kg sem combustível. No lançamento desenvolve 834.243 kgf, tendo um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 311 s e um Tq de 150 s. Tem um comprimento de 32,9 metros e um diâmetro de 3,9 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-171 (11D521), com quatro câmaras de combustão, que consome LOX/Querosene. Este motor tem um peso de 9.500 kg, um diâmetro de 4,0 metros e um comprimento de 3,8 metros, sendo capaz de desenvolver 806.000 kgf (vácuo) com um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 309 s e um Tq de 150 s. Uma versão deste estágio foi utilizada como propulsor lateral no lançador 11K25 Energiya e recuperados após o lançamento com o uso de pára-quedas.

O segundo estágio, Zenit-2, tem um peso bruto de 90.600 kg e uma massa de 9.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 93.000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 349 s e um Tq de 315 s. Tem um diâmetro de 3,9 metros e um comprimento de 11,5 metros. Está equipado com um motor RD-120 (também designado 11D123). Desenvolvido por



Imagem da plataforma Odyssey no Oceano Pacífico. O edifício branco na parte esquerda da plataforma é onde está armazenado o lançador 11K77 Zenit-3SL DM-SL e é neste edifício onde o veículo recebe os preparativos finais para o lançamento. É também visível a estrutura sobre a qual o braço suporte do foguetão desliza, retirando-o do interior do edifício. Imagem: Sea Launch.

Valentin Glushko, o motor tem um peso de 1.125 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 3,9 metros, desenvolvendo 85.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 350 s e um Tq de 315 s. O RD-120 tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

O terceiro estágio, Block DM-SL ou 11D68, tem um peso bruto de 17.300 kg e uma massa de 2.720 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.660 kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 650 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros e um comprimento de 5,6 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenhado por Korolev e desenvolvido entre 1970 e 1974, o RD-58M tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.500 kgf (em vácuo) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

## Lançamento do Thuraya-2

Esta foi a primeira missão do consórcio *Sea Launch* em 2003 e a 9ª desde que iniciou a sua actividade. O sistema de lançamento do 11K77 Zenit-3SL DM-SL é composto por duas peças fundamentais: a plataforma de lançamento, construída sobre uma antiga plataforma petrolífera norueguesa que operava no Atlântico Norte, e um navio de comando, o *Sea Launch Comander*. Ambos chegaram ao local de lançamento localizado sobre o equador terrestre a 154° de longitude Oeste, na semana que antecedeu o lançamento. Logo após a chegada ao local de lançamento procedeu-se ao enchimento dos tanques de balastro da plataforma de lançamento de forma a se conseguir uma boa estabilização eliminando os efeitos da ondulação marítima.

Nos dias que antecederam o início da contagem decrescente, todo o sistema de lançamento foi submetido a uma série de testes de preparação e verificação tanto do satélite como do lançador, e bem como de todos os sistema de suporte e apoio às actividades que decorreriam na contagem decrescente.

A contagem decrescente para o lançamento do Thuraya-2 teve início a 9 de Junho, 72 horas antes da ignição com a janela de lançamento a abrir às 1356UTC do dia 10 de Junho. Uma das primeiras actividades levadas a cabo foi a retirada do foguetão lançador do seu hangar de armazenamento e o seu transporte e erecção na plataforma de lançamento.

Pelas 1340UTC todas as operações de abastecimento do 11K7 Zenit-3SL DM-SL haviam sido terminadas, com o veículo a ser abastecido com querosene e com oxigénio líquido. Durante esta operação foram retirados da plataforma de lançamento todos os técnicos, sendo transportados para o *Sea Launch Comander* localizado a 3,5 milhas de distância.

Às 1341UTC dava-se início à retirada do sistema de transporte e colocação do foguetão na plataforma de lançamento e a sua recolha para o hangar. O braço de colocação do lançador foi baixado até ao convés da plataforma e posteriormente foi recolhido para o hangar, com as suas portas a serem encerradas às 1352UTC.

As condições atmosféricas eram aceitáveis para o lançamento, com uma temperatura de 80°F, com o vento a soprar a 3,1 m/s e com uma ondulação com uma altura de 1,3 metros.

Às 1354UTC (T-2m) dava-se início à preparação do motor RD-171 para a ignição e às 1355UTC (T-1m) o satélite Thuraya-2 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia.



O lançamento dava-se às 1356UTC com o lançador a abandonar rapidamente a plataforma de lançamento. A T+20s (1356UTC) o veículo executava uma manobra para se colocar na trajectória ideal. A queima do primeiro estágio terminava aos T+2m40s (1358UTC) e este separava-se de seguida, caindo no Oceano Pacífico. O segundo estágio entrava então em ignição até às 1404UTC (T+8m15s), altura em que o motor RD-120 deixava de funcionar. A separação do segundo estágio ocorria às 1405UTC, após o final da queima dos motores vernier do segundo estágio. O estágio superior Block DM-SL iniciava então a primeira de duas queimas para colocar o Thuraya-2 em órbita terrestre.

A primeira queima do estágio superior terminou às 1410UTC (T+14m25s) atingindo-se uma órbita preliminar. O conjunto Block DM-SL / Thuraya-2 permaneceu nesta órbita até às 1511UTC (T+1h15m), altura em que entrou de novo em ignição durante seis minutos. O final da queima do motor 11D58M do Block DM-SL foi confirmado às 1517UTC (T+1h21m), atingindo-se uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

A separação do Thuraya-2 teve lugar às 1536UTC (T+1h40m) e os sinais do satélite foram recebidos pela primeira vez às 1550UTC numa estação de rastreio localizada no Oeste da Austrália.

O Thuraya-2 foi posteriormente manobrado para a órbita geossíncrona e colocado num ponto sobre o equador a 44° longitude Este. Após entrar em órbita terrestre o satélite Thuraya-2 recebeu a Designação Internacional 2003-026A e o número de catálogo orbital 27825. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 11 de Junho – Ariane-5G (V161/L515)

### **Bsat-2c; Optus & Defence C1**

Recuperando do desaire do primeiro lançamento do Ariane-5ECA, a Arianespace levou a cabo a 15ª missão de um foguetão Ariane-5G que colocou em órbita dois satélites de comunicações. O lançamento teve lugar a 11 de Junho de 2003 e este sucesso vem ajudar a reforçar a posição dominante da Arianespace no mercado internacional do lançamento de satélites cada vez mais cobiçado pelos novos lançadores americanos.

**Lançamento orbital n.º 4.276**  
**Lançamento Arianespace n.º 161 (3,765%)**  
**Lançamento Kourou n.º 156 (3,648%)**

#### **Um satélite militar e outro misto**

A missão V161 colocou em órbita o satélite japonês Bsat-2c e o satélite australiano Optus & Defence-C1, sendo este um satélite de comunicações com uma utilização militar e civil.

Com uma massa no lançamento de aproximadamente 4.700 kg, o Optus & Defence-C1 transporta uma carga mista que serve actualmente as necessidades da empresa de comunicações *Singtel Optus Pty. Limited*<sup>3</sup> e o Departamento de Defesa da Austrália. A plataforma de transmissão deste satélite opera em quatro bandas de frequência distintas: a banda-Ku é utilizada nos serviços comerciais pela *Singtel Optus*, enquanto que as comunicações militares são levadas a cabo nas bandas UHF, banda-X e banda-Ka.

Esta cooperação entre o Departamento de Defesa australiano e a *Singtel Optus*, foi iniciado em 1997 quando a *Singtel* convidou os militares australianos para um acordo de partilha da seguinte geração de satélites comerciais australianos. Os contratos foram assinados em Outubro de 1999 e os participantes concordaram na partilha dos custos, benefícios e riscos da posse, lançamento e operação do veículo.

O Optus & Defence-C1 (imagem da página a seguir à esquerda. Imagem *Arianespece*) é um dos mais avançados satélites de comunicações jamais construídos, transportando um total de 16 antenas que proporcionam 18 canais de transmissão por toda a Austrália, Nova Zelândia e pela região da Ásia-Pacífico, além de canais globais que fazem uma cobertura desde a Índia ao Havai. O satélite está colocado na órbita geossíncrona a 156º de longitude Este.

A banda-Ka de transmissão militar possui quatro repetidores activos de 33 MHz e um outro suplente. Em serviço proporciona um ritmo de transmissão de médio a alto ganho para o teatro de defesa, permitindo a transmissão de sinal de vídeo, voz e dados.

Por outro lado, as ligações em banda-X serão utilizadas pelos militares para transmissões de médio a alto ganho tanto de vídeo (em ambos os sentidos) como para voz e dados. A transmissão será possível pela utilização de quatro repetidores activos de 60 MHz e um repetidor adicional que funcionará como reserva.

As ligações em UHF irão alargar as capacidades actualmente utilizadas pelos militares australianos e serão utilizados para a transmissão de baixo ganho (em ambos os sentidos) tanto para voz como para dados. Existem cinco canais de 5 kHz e um canal de 25 kHz.

A *Singtel Optus* tem o papel de principal contratante para o Departamento de Defesa da Austrália no que diz respeito à instrumentação de comunicações militares, sendo o satélite construído pela empresa japonesa *Mitsubishi Electric*. O satélite utiliza o modelo FS-1300 da empresa americana *Space Systems/Loral*, sediada na Califórnia, que levou a cabo a sua montagem, integração e teste, bem como forneceu os subsistemas de comunicações comerciais em banda-Ku. A empresa americana *Raytheon Systems* foi a fornecedora do subsistema de comunicações militar em UHF.

Segundo os militares australianos, os benefícios deste programa são substanciais obtendo-se uma grande capacidade de comunicação por satélite de uma forma muito mais adiantada e numa fracção do custo de um programa individual. As lições aprendidas neste programa irão auxiliar as forças de defesa do país na aquisição das capacidades de comunicação por satélite no futuro.

O companheiro de viagem do Optus & Defence-C1 foi o satélite de comunicações japonês Bsat-2c (imagem da página a seguir à direita. Imagem: *Arianespace*). Este satélite foi encomendado pelo operador japonês de comunicações B-SAT à *Orbital Sciences Corporation*, de forma a substituir um outro veículo que foi perdido num lançamento de um Ariane-5 em Julho de 2001. Recorde-se que naquele lançamento o estágio superior do Ariane sofreu uma anomalia denominada como «instabilidade de combustão» durante a sua ignição, causando uma mistura imprópria de oxidante e combustível que resultou numa força mais reduzida e num final antecipado da queima do motor. Os satélites Bsat-2b, do Japão, e o europeu Artemis, ficaram colocados numa órbita demasiado baixa. Utilizando o combustível transportado pelo

<sup>3</sup> A empresa de telecomunicações australiana Optus é uma subsidiária da empresa *Singapore Telecommunications* (SingTel).

satélite, os técnicos europeus ainda conseguiram manobrar o Artemis para uma órbita útil, porém o mesmo não aconteceu com o BSat-2b, levando a que os controladores do satélite o dessem como perdido.



Com a perda do BSat-2b, a B-SAT teve a necessidade de encomendar um novo veículo que é virtualmente idêntico ao BSat-2b que deveria servir de veículo suplente ao BSat-2a. Assim, o BSat-2c irá servir agora de veículo suplente.

O BSat-2c é baseado no modelo Star-1 da *Orbital Sciences* e tem um peso de 1.300 kg. O satélite irá proporcionar serviços de retransmissão de televisão em banda-Ku durante um período operacional de 10 anos e está localizado na órbita geossíncrona a 110° longitude Este sobre a Ilha do Bornéu.

### A missão V161



O BSat-2c chegou ao Centro Espacial de Kourou na Guiana Francesa a 13 de Maio, sendo transportado de avião desde as instalações da *Orbital Sciences Corporation*, na Visgínia – Estados Unidos, até ao aeroporto de Rocchambeau, em Cayenne. Após a chegada ao aeroporto, transportado no interior de um contentor de transporte, o satélite foi transferido para as instalações do edifício S5 onde se iniciaram as verificações finais com testes eléctricos.

No dia 23 de Maio o foguetão Ariane-5 foi transferido do edifício de integração para as instalações de montagem final no complexo ELA-3. O Ariane emergiu do edifício de integração às 1330UTC, sendo transportado sobre a plataforma móvel de lançamento rebocada por um veículo multi-usos. O lançador encontrava-se no edifício de integração desde o dia 25 de Abril, dia em que se iniciou o seu processo de montagem com a colocação estágio criogénico central. Seguiu-se a montagem dos dois propulsores laterais de combustível sólido e a colocação do módulo de equipamento e do estágio superior EPS.

O satélite Optus & Defence-C1 é içado sobre uma estrutura na qual se encontra já o satélite BSat-2c. Ao lado a ogiva do lançador Ariane-5G. Imagem: *Arianespace*.

Com o transporte do lançador para o edifício de montagem final, a campanha para a missão V161 entrava na sua fase final na qual os dois satélites a serem colocados em órbita seriam integrados no topo do lançador juntamente com o dispositivo que permite o lançamento de dois veículos por um só Ariane.

A Ariane-5G, contendo já a sua carga, foi transportado para a plataforma de lançamento ELA-3 na manhã do dia 10 de Junho, sendo transportado sobre a sua plataforma de lançamento móvel. Na tarde desse mesmo dia foi dada a luz verde para o lançamento após ser concluída a chamada “*Flight Readiness Review*” durante a qual se reviram todos os aspectos da missão e a sua prontidão para o lançamento, incluindo as infra-estruturas de lançamento e a rede de rastreio que iria receber os dados de telemetria durante as diferentes fases do lançamento.

Originalmente planeado para ter lugar às 2136UTC do dia 11 de Junho, o início da missão foi adiado para as 2230UTC devido às más condições atmosféricas sobre Kourou.

Às 2210UTC a contagem decrescente encontrava-se suspensa a T-7m devido ao facto de as condições atmosféricas terem adiado o abastecimento do lançador resultando num adiamento de quase 60 minutos no lançamento. De salientar que a janela de lançamento para a missão V161 encerrava às 2302UTC.

Nesta missão a Arianespace não foi pródiga em informações sobre a contagem decrescente chegando-se ao ponto de se ultrapassar a hora estipulada para o lançamento. Às 2230UTC era anunciado que a contagem decrescente iria ser retomada em alguns minutos o que veio a acontecer às 2231UTC (T-7m), com a ignição marcada para as 2238UTC.

A Sequência Sincronizada era iniciada às 2231UTC (T-6m30s), com os computadores a controlarem esta fase final da contagem decrescente e a prepararem o foguetão e os sistemas no solo para o lançamento. Existem dois computadores que controlam a contagem decrescente, estando um localizado no Ariane-5 e uma outra máquina redundante localizada no complexo de lançamento ELA-3.

A T-6m (2232UTC) verificava-se que os níveis de hidrogénio e oxigénio líquido se encontravam nos níveis de voo e eram armados os dispositivos pirotécnicos. A pressurização dos tanques de combustível e oxidante do estágio criogénico era iniciada a T-4m (2234UTC). A T-3m (2235UTC) era introduzida a hora da ignição no computador do lançador e as pressões no interior do estágio principal atingiam os níveis necessários para o lançamento.



Às 2236UTC (T-2m) eram abertas as válvulas de fornecimento de combustível ao motor Vulcain-1 do estágio principal e as válvulas utilizadas para o acondicionamento térmico do motor eram fechadas.

A T-40s (2237UTC) o Ariane-5 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e a T-37s era iniciada a sequência automática de ignição. A T-30s era aberto o sistema de supressão sónica por água sobre a plataforma de lançamento. A T-22s o computador de bordo obtinha o controlo total do lançamento e a T-18s iniciava-se o acondicionamento térmico ao nível do hidrogénio líquido no motor Vulcain-1. Os ignitores de hidrogénio residual sobre o Vulcain-1 eram accionados a T-6s e a T-3s os dois sistemas de orientação inercial do lançador entravam em modo de voo. A Ignição do Vulcain-1 teve lugar a T=0s (2238:15UTC) e entre os T+4s e T+7s levou-se a cabo uma verificação dos parâmetros da ignição, com a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido a ter lugar a T+7s com o veículo a deixar a plataforma de lançamento a T+7,3s.

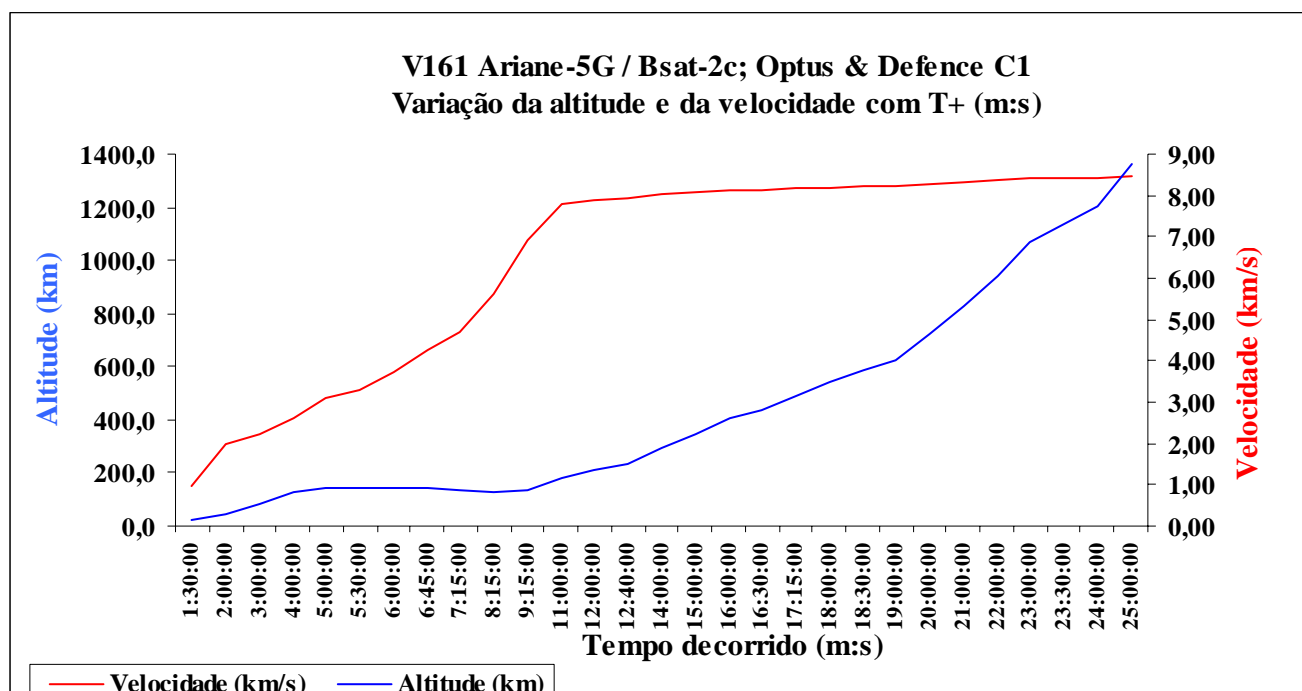
Aos T+30s (2238UTC) o Ariane-5 já havia levado a cabo as manobras de rotação que o colocaram na trajectória ideal para a órbita geossíncrona. Aos T+1m30s (2239UTC) o veículo viajava a uma velocidade de 0,98 km/s e encontrava-se a uma altitude de 24 km. A separação dos propulsores laterais de combustível sólido

dava-se às 2240UTC (T+2m30s). De notar que os dois propulsores proporcionam 90% da força inicial no lançamento.

A separação da ogiva de protecção dos satélites ocorria às 2241UTC (T+3m25s) e a T+4m (2242UTC) o veículo encontrava-se a uma altitude de 125,7 km e viajava a uma velocidade de 2,6 km/s. Os dados de telemetria do Ariane-5 começavam a ser captados pela estação do Natal, Brasil, às 2246UTC (T+8m30s) e o final da queima do motor Vulcain-1 tinha lugar às 2248UTC (T+10m), com a separação do estágio criogénico a ocorrer de seguida. O estágio criogénico reentra na atmosfera terrestre ainda antes de completar uma volta em torno do planeta. Após a separação do estágio criogénico, entra em ignição o estágio superior do Ariane a T+10m10s.

Os dados de telemetria do lançador começavam a ser captados pela estação de Malindi, Quénia, às 2300UTC (T+22m), com o veículo a uma altitude de 941 km e viajando a uma velocidade de 8,36 km/s.

A confirmação do final da queima deste estágio chegou às 2306UTC (T+28m30s), um pouco mais tarde do que era previsto, e a confirmação da separação do satélite Optus & Defence-C1 só foi fornecida às 2309UTC (T+31m). Após a separação deste satélite, o estágio superior do Ariane-5 reorientou-se de forma a proceder à separação do adaptador Sylda-5 que foi a ter lugar por volta das 2312UTC. Após a separação do adaptador o estágio superior manobrou novamente para proceder à separação do satélite BSat-2c às 2313UTC (T+35m3s). Às 2326UTC era estabelecido o primeiro contacto com o Optus & Defence-C1 por parte dos seus controladores australianos que confirmaram o bom estado do veículo após o lançamento.



Os satélites ficaram colocados numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 35.798 km de altitude (inicialmente previa-se que o apogeu estaria localizado a 35.826 km de altitude com um erro de +/- 150km), um perigeu a 590 km de altitude (tal como era previsto antecipando um erro de +/- 3 km) e uma inclinação orbital de 7,00° em relação ao equador terrestre (previa-se que a inclinação fosse de 6,99° com um erro antecipado de +/- 0,06°). Os dois veículos posteriormente manobram para a órbita geossíncrona auxiliados pelos seus próprios motores.

Após entrar em órbita terrestre o satélite BSat-2c recebeu a Designação Internacional 2003-028A e o número de catálogo orbital 27830, enquanto que o satélite Optus & Defence-C1 recebeu a Designação Internacional 2003-028B e o número de catálogo orbital 27831. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 19 de Junho – 8K78M Molniya-M/ML (#689)

### Molniya-3 (53)

A 19 de Junho de 2003 a Rússia colocou em órbita terrestre mais um satélite de comunicações da série Molniya-3. O lançamento teve lugar às 2000UTC e foi levado a cabo a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk utilizando um foguetão 8K78M Molniya-M/ML.

**Lançamento orbital n.º 4.277**  
**Lançamento Rússia n.º 2.698 (63,082%)**  
**Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.482 (34,650%)**

#### Os satélites Molniya-3

Os satélites de comunicações Molniya-3 (artigo 11F637) começaram a ser desenvolvidos em 1972, tendo na altura a designação Molniya-2M. Estes satélites utilizam um repetidor Segment-3 equipados com três canais que operam na banda dos centímetros e com frequências de 4 GHz a 6 GHz. Os voos de ensaio foram iniciados a 21 de Novembro de 1974 com o lançamento do Molniya-3 (1)<sup>4</sup> criando-se assim o sistema de comunicações “Órbita” destinados às regiões do Norte da então União Soviética (Norte da Rússia). O sistema é composto por dois segmentos (os satélites em órbita terrestre e as estações de recepção no solo). O segmento no solo utiliza antenas parabólicas com um diâmetro de 12 metros que são automaticamente direccionadas para os satélites em órbita utilizando um sistema electromecânico autónomo. Em órbita os satélites encontram-se agrupados em grupos de quatro veículos. Versões posteriores formaram o Sistema Unificado de Comunicações por Satélite que começou a ser ensaiado em 1980, sendo aceite para serviço militar entre 1983 e 1985.

Os satélites Molniya-3 têm um peso de 1.600 kg, um comprimento de 4,40 metros e um diâmetro máximo de 1,40 metros, suportando comunicações civis a nível doméstico e internacional. Uma versão do Molniya-3, o Molniya-1T, é utilizada quase exclusivamente para comunicações militares. Em comparação com este último, o Molniya-3 têm um sistema eléctrico ligeiramente melhorado e um dispositivo para comunicações com três repetidores que operam nos 4 GHz a 6 GHz com intensidades de 40 W ou 80 W. A energia eléctrica é fornecida por seis painéis solares colocados em forma das asas de um moinho de vento e que produzem até 1 kW de potência. Os satélites utilizam também um motor de propolente líquido para controlar a atitude e providenciar as correcções orbitais necessárias. São utilizados sensores solares e terrestres para determinar a atitude do veículo e manter as suas antenas devidamente direccionadas.

Até 1983 o sistema estava equipado com quatro satélites Molniya-3 em órbita terrestre que eram co-localizados com quatro satélites de comunicações do tipo Molniya-1. Entre 1983 e 1985 o sistema Molniya-3 foi expandido para oito veículos em órbita. Em 1991 procedeu-se a uma reestruturação das constelações de satélites Molniya-1T, e os sistemas Molniya-1 e Molniya-3 passaram a ser essencialmente o mesmo sistema a partir de uma perspectiva de desenvolvimento, providenciando uma capacidade de substituição entre eles.

Os satélites Molniya utilizam uma órbita que recebeu o nome destes satélites (“órbitas Molniya”). Estas órbitas, geralmente com uma inclinação de aproximadamente 63° em relação ao equador terrestre, têm um apogeu que se localiza próximo dos 40.000 km de altitude no Hemisfério Norte e o perigeu localizado entre os 450 km e os 600 km de altitude sobre o Hemisfério Sul. Os satélites estão sincronizados com a rotação do planeta levando a cabo duas rotações em cada dia com períodos orbitais de 718 minutos. As leis da mecânica orbital dizem que a velocidade orbital de um veículo é mais reduzida próximo do apogeu, permitindo um sobrevoo do Hemisfério Norte por períodos até oito horas. Ao se colocar entre três a quatro satélites nestas órbitas obtém-se uma cobertura contínua a nível de comunicações. A inclinação especial destas órbitas a 63°, minimiza a rotação da órbita no seu plano devido à forma oblata da Terra mantendo dessa forma o apogeu orbital sobre o Hemisfério Norte. De salientar que estas órbitas foram introduzidas pela União Soviética e são particularmente úteis para as regiões do planeta localizadas a latitudes muito elevadas nas quais é difícil ou mesmo impossível serem cobertas por satélites em órbitas geostacionárias.

De notar que as autoridades russas não divulgaram o número de série do satélite colocado em órbita a 19 de Junho. Segundo Jonathan McDowell (*Jonathan’s Space Report* n.º 503 editado a 10 de Junho de 2003) é possível que este seja o veículo Molniya-3 n.º 65. Convém salientar que a designação Molniya-3 (53) é uma designação atribuída no Ocidente, pois este é o 53º Molniya-3 a ser colocado em órbita. A designação Molniya-3 (53) não é utilizada pelas autoridades russas. O primeiro Molniya-3 teve o número de série Molniya-3 n.º 11. O construtor do satélite, a *NPO Prikladnoi Mekhaniki*, sempre inicia a numeração em série dos seus veículos com o n.º 11, talvez devido ao facto de que os dez primeiros veículos sejam artigos de ensaio no solo. Os satélites lançados posteriormente não seguiram a numeração de série que lhes são atribuídas e o veículo n.º 14 nunca foi lançado. Assim, é difícil tentar adivinhar o verdadeiro número de série do veículo colocado em órbita, tendo-se de aguardar no futuro a sua divulgação (facto que talvez não seja prioritário para as autoridades russas).

<sup>4</sup> O satélite Molniya-3 (1), também designado Molniya-3 n.º 11, (07540 1974-092A) foi lançado às 1033UTC por um foguetão 8K78M Molniya-M a partir do Complexo LC41/1 do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O Molniya-3 (1) reentrou na atmosfera terrestre no dia 15 de Maio de 1986.

Nome	Tipo	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Veículo Lançador	Local Lançamento
Molniya-3 (44)	Molniya-3 n.º 57	1993-025A	22633	21-Abr-93	8K78M Molniya-M ML	GNIIP Plesetsk, LC43/4
Molniya-3 (45)	Molniya-3 n.º 58	1993-049A	22729	04-Ago-93	8K78M Molniya-M ML	GNIIP Plesetsk, LC43/3
Molniya-3 (46)	Molniya-3 n.º 60	1994-051A	23211	23-Ago-94	8K78M Molniya-M ML	GNIIP Plesetsk, LC43
Molniya-3 (47)	Molniya-3 n.º 59	1995-042A	23642	09-Ago-95	8K78M Molniya-M ML (PVB77031-674)	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
Molniya-3 (48)	Molniya-3 n.º 62	1996-060A	24640	24-Out-96	8K78M Molniya-M ML (PVB71612-697)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Molniya-3 (49)	Molniya-3 n.º 61	1998-040A	25379	01-Jul-98	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
Molniya-3 (50)	Molniya-3 n.º 63	1999-036A	25847	08-Jul-99	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
Molniya-3 (51)	Molniya-3K	2001-030A	26867	20-Jul-01	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Molniya-3 (52)	Molniya-3 n.º ??	2001-050A	26970	25-Out-01	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
Molniya-3 (53)	Molniya-3 n.º ??	2003-029A	27834	19-Jun-03	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3



No total foram colocados em órbita 54 satélites Molniya-3 e 1 Molniya-3K (incluindo dois veículos que foram colocados em órbitas de transferência e que receberam designações na série Cosmos).

#### O lançador 8K78M Molniya-M

O satélite de comunicações Molniya-1 (92) foi colocado em órbita por um foguetão Molniya-M/L realizando o seu 222º lançamento, dos quais 215 com sucesso (uma taxa de 96,85% de sucesso). Este lançamento marcou o 315º lançamento de um lançador da família Molniya e o 1676º lançamento de um veículo derivado do míssil R-7, verdadeiramente impressionante.

O 8K78M Molniya-M derivava do míssil balístico intercontinental R-7 de Serguei Korolev e pertencem à mesma família dos lançadores 11A511U Soyuz-U e dos 8K72 Vostok. O 8K78M é também conhecido pelas designações A-2e (Designação Sheldom) ou SL-6 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos).

O 8K78M é um lançador com quatro estágios, sendo o primeiro constituído por quatro propulsores laterais que auxiliam o segundo estágio nas fases iniciais do voo. O lançador tem um comprimento de 40,0 metros e um diâmetro no corpo central de 3,0 metros. É capaz de colocar uma carga de 1.800 kg numa órbita a 820 km de altitude, ou então uma carga de 1.600 kg numa trajectória para a órbita geossíncrona.

Com um comprimento de 19,0 metros e um diâmetro de 2,7 metros, cada propulsor lateral tem um motor RD-107 (8D728) que consome oxigénio líquido e querosene (RG-1 ou T-1). Têm um peso de 43.400 kg (3.770 kg sem combustível) e desenvolvem uma força de 101.500 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 314 s (Ies-nm de 257 s) e um Tq de 119 s. O motor RD-107 tem um peso de 1.145 kg, um comprimento de 2,9 metros e um diâmetro de 0,7 metros. O RD-107 foi desenvolvido por Valentin Glushko.

O segundo estágio está equipado com um motor RD-108 (8D727) que também consome oxigénio líquido e querosene. Este estágio tem um comprimento de 28,0 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 100.600 kg (6.798 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 99.600 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 315 s (Ies-nm de 248 s) e um Tq de 291 s. O motor RD-108 tem um peso de 1.230 kg, um comprimento de 2,9 metros e um diâmetro de 0,7 metros. O RD-108 foi desenvolvido por Valentin Glushko e é também designado 8D727K ou 8D727P.

O terceiro estágio tem um comprimento de 2,8 metros e um diâmetro de 2,6 metros, tendo um peso de 24.800 kg (1.976 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 30.400 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 330 s e um Tq de 241 s. Este está equipado com um motor RD-0110 que consome oxigénio líquido e querosene. O motor RD-0110 tem um peso de



408 kg, um comprimento de 1,6 metros e um diâmetro de 2,2 metros. O RD-108 foi desenvolvido por Kosberg e é também designado 11D55 ou RD-461.

Por fim o quarto estágio tem um comprimento de 2,8 metros e um diâmetro de 2,6 metros, tendo um peso de 7.000 kg (1.200 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 6.800 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 340 s e um Tq de 285 s. Este está equipado com um motor S1.5400A que consome oxigénio líquido e querosene. O motor S1.5400A, também designado 11D33M e desenvolvido por Serguei Korolev, tem um peso de 148 kg.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1998-040	01-Jul-98	0:48:00	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (49)
1998-054	28-Set-98	23:41:27	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-1 (91)
1999-036	08-Jul-99	8:45:06	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (50)
1999-073	28-Dez-99	19:12:44	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2368 Oko
2001-030	20-Jul-01	0:17:00	8K78M Molniya-M	GIK-1 Plesetsk	LC43/4	Molniya-3 (51)
2001-050	25-Nov-01	11:34:00	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (52)
2002-017	01-Abr-02	22:07:00	8K78M Molniya-M	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2388 Oko
2002-059	24-Dez-02	12:20:13	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2393 Oko
2003-011	02-Abr-03	1:53:00	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk	LC43/4	Molniya-1 (92)
2003-029	19-Jun-03	20:00:34	8K78M Molniya-M/ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (53)

O Molniya-M pode utilizar um número diferente de estágios superiores (Block-L, Block-ML e Block-2BL) consoante o tipo de carga a colocar em órbita. Um dispositivo muito importante a bordo do 8K78M é uma unidade designada BOZ (*Blok Obespechniya Zapushka*), destinada a controlar a ignição do último estágio do lançador. Esta unidade faz com que o estágio seja devidamente orientado e que os tanques de combustível sejam devidamente pressurizados antes da ignição.



A primeira utilização de um lançador do tipo Molniya teve lugar a 10 de Outubro de 1960. Neste dia um lançador 8K78 Molniya (L1-4M) tinha como missão lançar a primeira sonda soviética em direcção a Marte. A sonda 1M n.º1 foi destruída quando o lançador perdeu o controlo após falha no terceiro e último estágio. Este lançamento teve lugar desde o LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. O primeiro lançamento com sucesso ocorreu a 4 de Fevereiro de 1961 com o lançamento do Sputnik-7 (8K78 Molniya L1-6; LC1 NIIP-5 Baikonur).



O primeiro 8K78M Molniya-M foi lançado a 19 de Fevereiro de 1964 e teve um baptismo de fogo ao ser destruído e não conseguindo colocar a sonda Venera 3MV-1 n.º 2 a caminho de Vénus.

Este veículo, com o número de série T15000-19, foi lançado desde o complexo LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. O primeiro lançamento com sucesso do Molniya-M deu-se a 27 de Março de 1964 quando o veículo com o número T15000-22 colocou em órbita o satélite Cosmos 27.

### O lançamento do Molniya-3 (53)

A ignição do foguetão 8K78M Molniya-M/ML teve lugar às 2000:34,518UTC. O estágio Block ML e o satélite Molniya-3 ficaram colocados numa órbita inicial com um apogeu de 559 km de altitude, um perigeu de 211 km de altitude e uma inclinação orbital de 62,8°. Posteriormente o estágio superior entrou em ignição tendo elevado o apogeu para os 40.578 km de altitude e o perigeu para os 604 km de altitude, enquanto que a inclinação orbital alterou-se ligeiramente para os 62,7° (2056UTC). Nesta altura deu-se a separação entre o estágio superior do lançador e o satélite que posteriormente, e com a ajuda do seu motor de manobra, alterou a sua órbita ficando com um apogeu de 39.789 km de altitude, um perigeu de 631 km de altitude, inclinação orbital de 62,9° e período orbital de 719,1 minutos (dados de 28 de Junho de 2003).

Após entrar em órbita terrestre o satélite Molniya-3 (53) recebeu a Designação Internacional 2003-029A e o número de catálogo orbital 27834. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 26 de Junho – L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M34)

### OrbView-3

Uma das aplicações mais visíveis da Conquista Espacial na vida de cada um de nós, será a obtenção de imagens da superfície terrestre de forma a nos auxiliar em diversas áreas de aplicação do nosso quotidiano. Os satélites de observação terrestre, quer tenham uma aplicação civil ou militar, permitem-nos observar e prevenir a ocorrência de catástrofes naturais, etc. Um desses satélites foi colocado em órbita no dia 26 de Junho de 2003.

**Lançamento orbital n.º 4.278**  
**Lançamento E.U.A. n.º 1.274 (29,780%)**  
**Lançamento Vandenberg AFB n.º 567 (13,254%)**



O satélite OrbView-3 foi desenvolvido e construído para a ORBIMAGE pela *Orbital Sciences Corporation*, nas suas instalações situadas em Dulles, Virgínia. O OrbView-3 é um dos primeiros satélites a fornecer imagens em alta-resolução a partir da órbita terrestre. A câmara que o satélite leva a bordo, com uma abertura de 0,45 metros, é capaz de obter imagens pancromáticas (preto e branco) com uma resolução de 1 metro e imagens multi-espectrais (a cores) com uma resolução de 4 metros. As imagens obtidas pelo OrbView-3 serão de grande valor para os muitos clientes da ORBIMAGE espalhados por todo o mundo, tendo uma grande aplicação a nível comercial e governamental. Tendo a capacidade de obter imagens de qualquer ponto do planeta em poucos dias, a ORBIMAGE estabeleceu

uma rede global de distribuição de forma a produzir e fornecer imagens e outros produtos de alta-resolução.

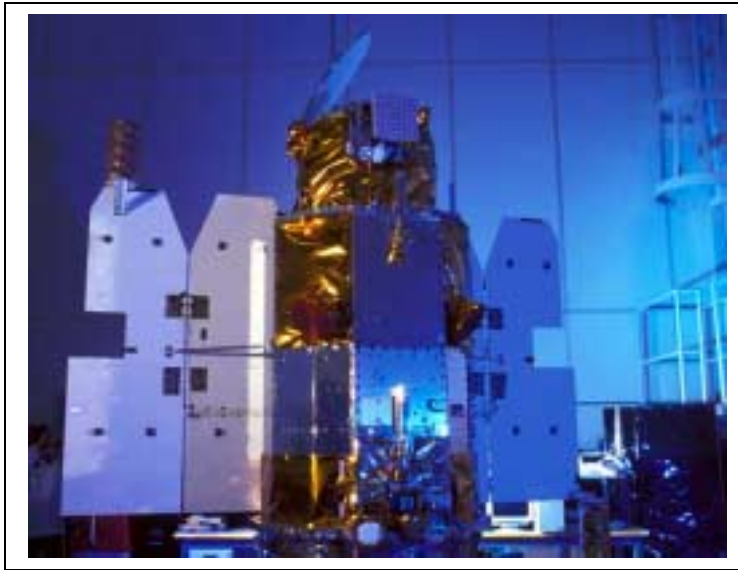
A ORBIMAGE é um líder mundial no fornecimento de imagens da superfície terrestre além de outros produtos, tendo planeada uma constelação de quatro satélites de detecção remota em órbita terrestre com o objectivo de obter imagens da superfície do nosso planeta. Actualmente a empresa opera os satélites OrbView-1<sup>5</sup> (23547 1995-017C), de observação atmosférica e colocado em órbita em 1995, o OrbView-2<sup>6</sup> (24883 1997-037A), destinado à observação multi-espectral dos oceanos e da superfície terrestre sendo colocado em órbita em 1997, e uma rede global de recepção, processamento e distribuição. A ORBIMAGE é também o distribuidor exclusivo das imagens que serão obtidas pelo satélite canadiano RadarSat-1 cujo lançamento está planeado para 2004. A ORBIMAGE também oferece o serviço *SeaStar Fisheries Information Service*, que fornece mapas detalhados dos cardumes obtidos pelo satélite OrbView-2.

O lançamento do OrbView-3 foi um passo importante para a ORBIMAGE, sendo um factor importante no seu plano de reorganização. Após o lançamento deste satélite a empresa pôde finalmente retirar-se do infame ‘*Chapter 11*’, a

<sup>5</sup> O satélite OrbView-1 foi lançado por um foguetão Pegasus-H (F8) às 1348UTC do dia 3 de Abril de 1995, a partir da pista RW30/12 da Base Aérea de Vandenberg. Juntamente com o OrbView-1 foram colocados em órbita os satélites Orbcomm-F1 (23545 1995-017A) e Orbcomm-F2 (23546 1995-017B).

<sup>6</sup> O satélite OrbView-2 foi lançado por um foguetão Pegasus-XL (F16) às 2020UTC do dia 1 de Agosto de 1997, a partir da pista RW30/12 da Base Aérea de Vandenberg.

que muitas empresas recorrem nos Estados Unidos para se salvarem da falência. A quando do lançamento do OrbView-3 a empresa tinha uma carteira de 300 milhões de dólares de encomendas para satisfazer.



O OrbView-3 é baseado na plataforma LEOStar, tendo um peso de 304 kg. O satélite deverá ter uma vida útil de 5 anos.

De referir que a ORBIMAGE perdeu um dos seus satélites, o OrbView-4, a quando do acidente registado no dia 21 de Setembro de 2001 (1849UTC) com o lançamento de um foguetão Taurus-2110 (T6) a partir da Base Aérea de Vandenberg (SLC-576E). Neste lançamento foram também perdidos os satélites Celestis-04, QuikTOMS e SBD.

### **O foguetão Pegasus-XL**

Este foi o 34º lançamento de um foguetão da família Pegasus, sendo o 24º na configuração Pegasus-XL. O Pegasus-XL, desenvolvido pela *Orbital Sciences Corporation*, é um veículo de combustível sólido a três estágios (quatro estágios se considerarmos o avião L-1011 Stargazer como o

estágio '0') que pesa aproximadamente 23.130 kg, tendo um comprimento de 16,9 metros, um diâmetro de 1,27 metros e uma envergadura de asas de 6,7 metros. A fase inicial do voo é concretizada por um avião Lockheed L-1011 que eleva o Pegasus-XL até uma altitude de 11,9 km e a uma velocidade de Mach 0,80. A ignição do motor do primeiro estágio ocorre 5s após a largada do L-1011. O sistema autónomo de orientação e de controlo de voo fornece a orientação necessária de forma a colocar as cargas numa diversa variedade de trajectórias.

O primeiro estágio (Pegasus-XL-1) tem um peso bruto de 17.934 kg e um peso de 2.886 kg sem combustível. Tem um comprimento de 8,9 metros, um diâmetro de 1,3 metros e uma envergadura de 6,7 metros. No vácuo produz uma força de 60.062 kgf, tendo um Ies de 293s e um tempo de queima de 73s. Está equipado com um motor e combustível sólido que tem um peso bruto de 17.934 kg, um diâmetro de 1,3 metros e um comprimento de 8,9 metros. Todos os motores a combustível sólido do Pegasus-XL são desenhados, optimizados e construídos pela *Alliant Techsystems*, especificamente para este lançador.

O segundo estágio (Pegasus-XL-2) tem um peso bruto de 4.331 kg e um peso de 416 kg sem combustível, tendo um comprimento de 3,6 metros, um diâmetro de 1,3 metros e uma envergadura de 1,3 metros. No vácuo o seu motor a combustível sólido (com um peso de 4.331 kg, um diâmetro de 1,3 metros, um comprimento de 3,6 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 15.653 kgf, tendo um Ies 290s e um tempo de queima de 73s.

Finalmente o terceiro estágio (Pegasus-3) tem um peso bruto de 985 kg e um peso de 203 kg sem combustível, tendo um comprimento de 2,1 metros, um diâmetro de 1,0 metro e uma envergadura de 1,0 metro. No vácuo o seu motor a combustível sólido Orion-38 (com um peso de 985 kg, um diâmetro de 1,0 metro, um comprimento de 2,1 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 3.525 kgf, tendo um Ies 293s e um tempo de queima de 65s.

Lançamento	Data	Veículo	Local Lançamento	Pista	Satélite
1998-053	23-Set-98	F23	Wallops Island	DZWI	Orbcomm-C1 (25475/1998-053A) Orbcomm-C2 (25476/1998-053B) Orbcomm-C3 (25477/1998-053C) Orbcomm-C4 (25478/1998-053D) Orbcomm-C5 (25479/1998-053E) Orbcomm-C6 (25480/1998-053F) Orbcomm-C7 (25481/1998-053G) Orbcomm-C8 (25482/1998-053H)
1998-071	6-Dez-98	F25	Vandenberg AFB	RW30/12	SWAS (25560/1998-071A)
1999-011	5-Mar-99	F26/M22	Vandenberg AFB	RW30/12	WIRE (25646/1999-011A)
1999-026	18-Mai-99	F27	Vandenberg AFB	RW30/12	TERRIERS (25735/1999-026A) MUBLCOM (25736/1999-026B)
1999-065	4-Dez-99	F28	Wallops Island	RW04	Orbcomm-D1 (25980/1999-065A) Orbcomm-D2 (25981/1999-065B) Orbcomm-D3 (25982/1999-065C) Orbcomm-D4 (25983/1999-065D) Orbcomm-D5 (25984/1999-065E) Orbcomm-D6 (25985/1999-065F) Orbcomm-D7 (25986/1999-065G)
2000-030	7-Jun-00	F29	Vandenberg AFB	RW30/1	TSX-5 (26374/2000-030A)
2002-004	5-Fev-02	P014	Cabo Canaveral	RW30/13	HESSI (27370/2002-004A)
2003-004	25-Jan-03	M32 'Zephyr'	Cabo Canaveral	RW30/12	SORCE (27651/2003-004A)
2003-017	28-Abr-03	P015/M38	Cabo Canaveral	RW30/12	GALEX (27782/2003-017A)
2003-030	26-Jun-03	M34	Vandenberg AFB	RW30/12	OrbView-3 (27838/2003-030A)

### O lançamento do OrbView-3

O satélite OrbView-3 chegou ao seu local de lançamento, a Base Aérea de Vandenberg, no dia 18 de Abril de 2003, dando início a uma série de testes para verificar a integridade do veículo e dos seus sistemas após a viagem entre a Virgínia e a Califórnia. Após a realização desses testes o satélite foi integrado no lançador Pegasus-XL, sendo depois submetido a mais uma série de testes por parte de engenheiros tanto da *Orbital Sciences Corporation* como da ORBIMAGE, tendo estes testes o objectivo de verificar se o satélite e o seu lançador estão a funcionar como planeado.

O lançamento do OrbView-3 esteve originalmente planeado para ter lugar em Setembro de 2002, sendo sucessivamente adiado para os dias 30 de Abril, 9 e 23 de Maio. Finalmente, a 23 de Junho, a ORBIMAGE anunciava que

o lançamento do seu último satélite teria lugar a 26 de Junho de 2003 (com uma janela de lançamento disponível entre as 1850UTC e as 1905UTC).

A contagem decrescente para o lançamento teve início às 1700UTC do dia 26 de Junho. Às 1728UTC o avião L-1011 Stargazer transportando o foguetão Pegasus-XL (M34) começou a dirigir-se para a pista RW30/12 da Base Aérea de Vandenberg da qual iria levantar voo para esta missão. O avião chegou ao ponto de partida na pista às 1735UTC e às 1752UTC foi dada luz verde para a missão com o avião a levantar voo às 1757UTC.

Às 1801UTC o denominado *Western Range*, que controla todos os lançamentos desde Vandenberg, terminou a avaliação dos sistemas de detecção em banda-C e às 1842UTC a equipa de controlo colocava o sistema de autodestruição do foguetão a utilizar as suas próprias baterias para o fornecimento de energia. Às 1845UTC a Força Aérea dos Estados Unidos informava que as condições atmosféricas eram aceitáveis para a largada do Pegasus-XL e às 1846UTC os sistemas aviónicos do lançador deixavam de receber energia do L-1011 Stargazer e começavam a utilizar as suas próprias baterias.

Às 1847UTC a equipa de controlo do lançamento dava luz verde para a fase final da contagem decrescente e um minuto mais tarde o *Western Range* confirmava a luz verde para a largada do foguetão. Às 1849UTC o sistema de orientação do Pegasus passava para o modo de inércia livre e às 1851UTC os gravadores de dados no centro de recepção de telemetria começavam a registar todos os dados do lançador. Às 1852UTC (T-30s) as baterias de controlo das pequenas asas do primeiro estágio do Pegasus-XL foram activadas de modo a que fosse realizado um teste de mobilidade antes da largada do foguetão. Estas pequenas asas são utilizadas para orientar o lançador nos minutos iniciais após a separação do avião de transporte e da sua ascensão.

A largada do Pegasus-XL (M34) teve lugar às 1853UTC (a uma altitude de 11,89 km) e cinco segundos mais tarde deu-se a ignição do motor de combustível sólido do primeiro estágio. O lançador atingia a zona de máxima pressão dinâmica a T+45s e a T+60s encontrava-se a uma altitude de 30,48 km. A T+1m18s dava-se o final da queima do primeiro estágio com o Pegasus-XL a entrar numa trajectória balística até T+1m35s (1854UTC), altura em que se dá a separação do primeiro estágio e a ignição do segundo estágio, atingindo uma pressão máxima a T+2m (1855UTC).

A separação das duas partes da ogiva de protecção do OrbView-3 separaram-se a T+2m20s (1855UTC) e o final da queima do segundo estágio ocorre às 1855UTC (T+2m55s). De novo o lançador entra numa trajectória balística encontrando-se a uma altitude de 220 km às 1856 UTC (T+3m30s). Às 1859UTC (T+6m5s) o veículo inicia-se uma orientação na sua atitude de forma a se preparar para a separação do segundo estágio (T+6m55s) e para a ignição do terceiro estágio (T+7m / 1900UTC). O terceiro estágio atinge a sua pressão máxima a T+7m30s. A queima do terceiro estágio termina às 1901UTC (T+8m23s) com o veículo a atingir uma órbita terrestre com um apogeu de 434 km de altitude, um perigeu de 367 km de altitude e uma inclinação orbital de 97,29° em relação ao equador terrestre. Posteriormente o OrbView-3 manobrou de forma a atingir uma órbita circular a 470 km de altitude.

Após entrar em órbita terrestre o OrbView-3 recebeu a Designação Internacional 2003-030A e o número de catálogo orbital 27838. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

### **30 de Junho – 15A30 Rockot-KM (LAP-1/MOM-1)**

#### **Monitor-E; MIMOSA-Macek; DTUsat; MOST; CUTE-I; QuakeSat; AAU Cubesat; CanX-1; CubeSat XI-IV**

Uma das antigas armas de destruição maciça da União Soviética colocou em órbita, no dia 30 de Junho, um total de 9 satélites pertencentes a vários países. Fornecido pela empresa *Eurockot Launch Services GmbH*, de Bremen – Alemanha, o foguetão 15A30 tem a capacidade para transportar um variado número de micro e nano satélites, e utilizando o estágio superior Breeze-KM tem a possibilidade de os colocar em diferentes órbitas, tal como aconteceu na primeira missão MOM (*Multiple Orbit Mission*). Esta missão estava inicialmente prevista para ter lugar em Outubro de 2002, sendo adiada para Abril de 2003 e posteriormente para Junho deste ano.

<b>Lançamento orbital n.º 4.279</b>
<b>Lançamento Rússia n.º 2.699 (63,075%)</b>
<b>Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.483 (34,658%)</b>

#### **O lançador 15A30 Rockot**

O lançador 15A30 Rockot tira proveito dos mísseis balísticos intercontinentais retirados de serviço. Também conhecido como RS-18, SS-19 Mod.1 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos) ou UR-100N (designação do fabricante *Khrunichev*), foi desenhado por Vladimir Nikolayevich Chelomei.

O Rockot é um lançador a três estágios sendo capaz de desenvolver 157.970 kgf no lançamento, colocando até 1.850 kg numa órbita terrestre a 300 km de altitude. O veículo tem um peso total de 97.170 kg, um comprimento de 22,0 metros e um diâmetro de 2,5 metros.

O primeiro estágio UR-100N-1N tem um comprimento de 13,3 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 77.150 kg, pesando 5.695 kg sem combustível. Desenvolve 181.373 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um Tq de 121 s. Está equipado com quatro motores RD-0232 que consomem N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH. O RD-0232 foi desenhado por Kosberg e tem uma câmara de combustão.

Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
???	9-Jun-97	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	1-Out-98	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	20-Out-99	GIK-5 Baikonur	LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2000-026	16-Mai-00	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	15A30 Rockot / Breeze-KM	Simsat-1 (26365 00-026A) Simsat-2 (26366 00-26B)
2000-S024	1-Nov-00	GIK-5 Baikonur	LC175/2	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S015	27-Jun-01	GIK-5 Baikonur	LC132	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S025	26-Out-01	GIK-5 Baikonur	LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2002-012	17-Mar-02	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	15A30 Rockot / Breeze-KM	GRACE-1 (27391 02-012A) GRACE-2 (27392 02-012B)
2002-031	20-Jun-02	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	15A30 Rockot / Breeze-KM	Iridium-97 (27450 02-031A) Iridium-98 (27451 02-031B)
2003-031	30-Jun-03	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	15A30 Rockot / Breeze-KM	MOM-1

O segundo estágio UR-100N-2N tem um comprimento de 2,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 12.195 kg, pesando 1.485 kg sem combustível. Desenvolve 21.850 kgf no vácuo, tendo um Ies de 322 s e um Tq de 155 s. Está equipado com um motor RD-0235 que consome N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH. O RD-0232 foi desenhado por Kosberg e tem uma câmara de combustão, sendo capaz de desenvolver 24.473 kgf no vácuo (Ies de 320 s). Este motor é baseado no motor RD-0217, mas possui um escape maior para operar a grandes altitudes. Este estágio possui ainda quatro motores vernier que continuam em operação por 19 s após o fim da queima do motor principal.

Por fim, o terceiro estágio Breeze-KM tem um comprimento de 2,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 6.665 kg, pesando 1.700 kg sem combustível. Desenvolve 2.000 kgf no vácuo, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 800 s. Está equipado com um motor principal S5.98M com quatro motores vernier 11D458 e doze vernier 17D58E que consomem N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH. O S5.98M pode ser reativado oito vezes e é capaz de gerar um impulso de 2.000.000 kgf/s (com um impulso mínimo de 2.500 kgf/s). O tempo máximo de queima é de 1.000 s e o mínimo é de 1 s, sendo o tempo entre as queimas de 15 s e 5 h.

#### Os satélites da missão MOM-1

Muitas empresas cooperaram com a Eurockot de forma a fazer desta missão um sucesso. O veículo mais pesado a ser colocado em órbita foi o satélite checo MIMOSA-Macek com um peso de 66 kg, tendo sido este o primeiro satélite a se separar do estágio Breeze-KM. O MIMOSA (*MicroMeasurements Of Satellite Acceleration*) irá fornecer novos dados sobre a densidade da alta atmosfera terrestre utilizando o acelerómetro altamente sensível Macek. A órbita do MIMOSA tem um apogeu de 820 km de altitude o que permitirá utilizar a pressão radiação solar directa como forma de calibrar os seus instrumentos. Por outro lado, o perigeu está localizado a 320 km de altitude o que permitirá uma penetração em camadas mais densas da atmosfera. O satélite foi desenhado e construído por pesquisadores e instituições industriais da República Checa, sobre a liderança do Instituto Astronómico Checo.



Técnicos colocam o satélite MIMOSA no sistema de separação do lançador. Os painéis solares do satélite ainda estão protegidos por coberturas. Imagem: *Eurockot Launch Services*.

o pequeno sistema miniaturizado de giroscópios que fez com que fosse possível colocar um telescópio deste tamanho num «invólucro» tão pequeno.

Do tamanho de uma mala de viagem e custando menos de 10 milhões de dólares, o MOST tem um décimo do preço do que inicialmente era considerado um telescópio espacial barato e o seu valor é uma fracção de uma fracção dos 3 biliões de dólares do Hubble. Tecnicamente o MOST é possível devido ao facto de que em vez de se criar um aparelho único os seus criadores foram capazes de aproveitar instrumentação já anteriormente desenvolvida. Os seus criadores chegaram a comparar o MOST com “um computador pessoal ligado a um telefone móvel e ao qual foi acoplado um pequeno telescópio de 15 cm...” Muitos astrónomos amadores possuem telescópios maiores do que é utilizado no MOST.

Uma forma de ainda reduzir todo o custo do projecto, foi a utilização de um míssil intercontinental convertido para o colocar em órbita.

Numa indústria que usualmente estima que um em cada três micro-satélites que são lançados, explode no lançamento, entra numa órbita inútil ou então deixa pura e simplesmente de funcionar, o lançamento do MOST constitui para os seus criadores um desafio onde o risco é um pouco mais elevado. Enquanto que os projectistas da maior parte dos observatórios espaciais tenta lidar com muitos dos problemas que podem surgir incorporando sistemas suplentes múltiplos, os engenheiros que projectaram o MOST optaram por uma aproximação menos dispendiosa e mais facilmente disponível.

Após a separação do MOST foi a vez da separação de seis pequenos nano-satélites para uma órbita sincronizada com o Sol. Os dois primeiros satélites a serem separados foram o CubeSat XI-IV e o CUTE.I. O CubeSat XI-IV foi desenvolvido pelo Laboratório de Sistemas Espaciais Inteligentes da Universidade de Tóquio. O programa do CubeSat XI-IV foi desenvolvido por vinte estudantes do instituto ao abrigo de um programa educacional. A missão do satélite é a aplicação do modelo da tecnologia dos nano-satélites e avaliar a utilização dos seus componentes avançados no ambiente espacial. Outra tarefa a ser levada a cabo pelo CubeSat XI-IV é a obtenção de imagens da superfície terrestre com uma resolução de 100 metros. O CubeSat XI-IV faz parte de um programa internacional que tem por objectivo desenvolver e lançar satélites cúbicos com 10 cm e pesando menos de 1 kg. Um total de doze instalações no Japão, Taiwan e Estados Unidos, já se juntaram ao programa que tem também como principal objectivo a fomentação de programas educacionais na área da Engenharia Espacial e Gestão de Projectos na área.

O satélite CUTE-I (*Cubical Titech Engineering satellite-I*) do Laboratório para Sistemas Espaciais do Instituto de Tecnologia de Tóquio, é também um satélite de forma cúbica com um peso de 1 kg. Sendo também um projecto educacional, tem como missão validar as tecnologias fundamentais para a construção de nano-satélites, dentro das quais se encontram protocolos de verificação das comunicações, funcionamento de plataformas solares com pequenos mecanismos e validação de sensores CMOS. O CUTE-I será colocado em órbita a partir do Breeze-KM utilizando um sistema de separação desenvolvido Laboratório para Sistemas Espaciais do Instituto de Tecnologia de Tóquio.

Após a separação do CUTE-I foi chegada a vez dos satélites NLS-1 que combina três satélites de 1 kg no interior de um tubo de lançamento. Este tubo de lançamento, tal como um segundo utilizado para lançar o satélite NLS-2, foi

desenvolvido pela Universidade de Stanford, Estados Unidos, e têm um peso de 3 kg sendo montados directamente no estágio Breeze-KM. Os três satélites NLS-1 são o CanX-1, desenvolvido pela Universidade de Toronto – Canadá, o DTUSat, desenvolvido pela Universidade Técnica da Dinamarca, e o AAU Cubesat, desenvolvido pela Universidade de Aalborg, Dinamarca. O objectivo destes três satélites é a observação das estrelas. Enquanto que o CanX-1 transporta uma câmara para determinar a sua atitude, o satélite DTUSat transporta um cabo de cobre com um comprimento de 450 metros que será utilizado para fazer baixar a sua órbita.

O QuakeSat foi desenvolvido pelo *QuakeFinder Intitute*, Estados Unidos. Tendo um peso de 3 kg, o QuakeSat foi lançado a partir do tudo NLS-2 e tem como missão levar a cabo uma experiência na detecção de sismos.

Um modelo do satélite russo de observação terrestre Monitor-E permaneceu acoplado ao estágio Breeze-KM durante toda a missão. O Monitor-E nunca se separou do estágio e reentrou na atmosfera terrestre.

De salientar que para a separação destes satélites o estágio Breeze-KM realizou sempre manobras de alteração da sua atitude para que os veículos fossem colocados em órbitas distintas.

### A missão MOM-1

O foguetão 15A30 Rockot foi colocado na plataforma de lançamento no dia 17 de Junho, sendo o estágio Breeze-KM acoplado ao lançador nos dias posteriores.



O lançamento da missão MOM-1 teve lugar às 1415:12UTC do dia 30 de Junho (imagem em cima. Imagem: *Eurockot Launch Services*). O lançamento decorreu sem problemas e a separação do estágio superior deu-se às 1420UTC, sendo este colocado numa órbita preliminar. A primeira ignição do Breeze-KM teve uma duração de pouco mais de 8 minutos, tendo o estágio sido colocado numa órbita com um apogeu de 320 km de altitude e um perigeu de -200 km, sendo a inclinação orbital de 96,8° em relação ao equador terrestre. Às 1459UTC o estágio levou a cabo a sua segunda queima que o retirou da elipse orbital onde se encontrava entrando numa órbita com um apogeu de 846 km de altitude e um perigeu de 317 km de altitude.

A separação do satélite MIMOSA teve lugar às 1502UTC. Às 1541UTC o Breeze-KM levou a cabo uma terceira queima que alterou a sua órbita tendo ficado com um apogeu de 830 km de altitude, um perigeu de 817 km de altitude e uma inclinação orbital de 98,7°. Pouco após esta manobra (às 1542UTC) foram ejectados os satélites CanX-1, DTUSat e AAU CubeSat, a partir do tubo NLS-1. Imediatamente depois o tubo NLS-2 ejectou o satélite QuakeSat.

A separação do satélite MOST teve lugar às 1546UTC e às 1547UTC separaram-se os satélites Cubesat XI-IV e CUTE-I.



Às 1556UTC o estágio procedeu a uma manobra para queimar o combustível residual que ainda se encontrava nos seus depósitos, tendo alterado a sua órbita (apogeu de 830 km de altitude, perigeu de 250 km de altitude e inclinação orbital de 98,4°). O modelo Monitor-E permaneceu acoplado ao estágio Breeze-KM como já foi referido.

Após entrarem em órbita os satélites receberam as seguintes Designações Internacionais e os seguintes números de catálogo orbital (de salientar que o NORAD demorou algum tempo a identificar cada um dos satélites tendo estas designações e números sido atribuídos alguns dias após o lançamento):

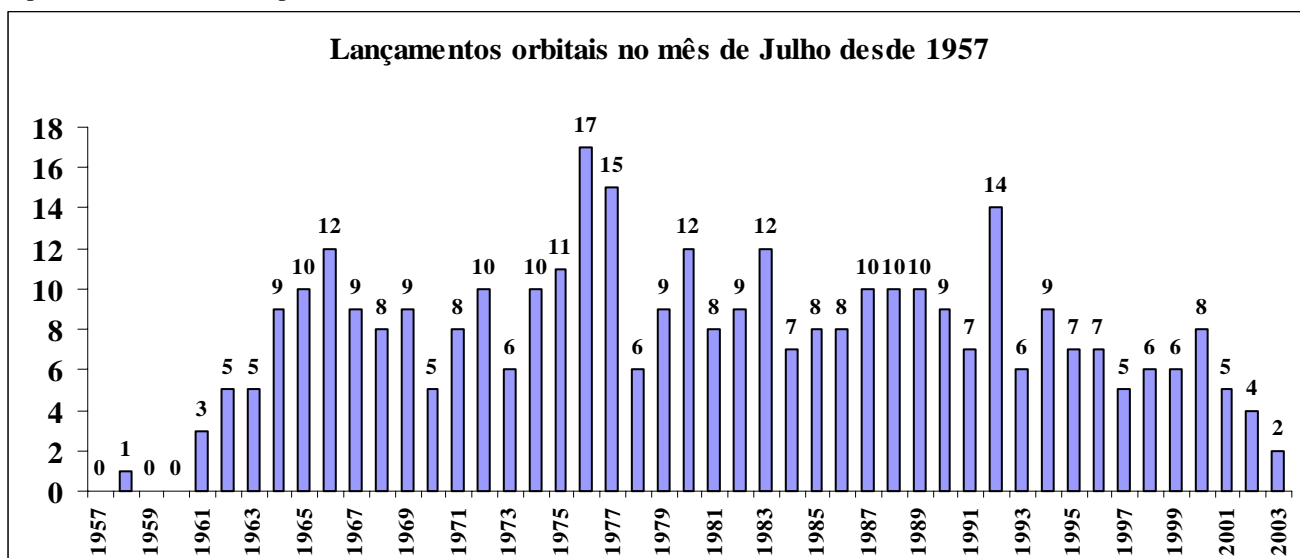
Satélite	Desig. Inter.	N.º Catálogo
Monitor-E	2003-031A	27840
MIMOSA	2003-031B	27841
DTUsat	2003-031C	27842
MOST	2003-031D	27843
CUTE-I	2003-031E	27844
QuakeSat	2003-031F	27845
AAU Cubesat	2003-031G	27846
CanX-1	2003-031H	27847
CubeSat XI-IV	2003-031J	27848

Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

### Julho de 2003

Em Julho de 2003 registaram-se somente 2 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 2 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Julho foram realizados 4.281 lançamentos orbitais, 357 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,339% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,741% 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 6,190% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Julho teve lugar a 26 de Julho de 1958 (1500:17UTC) quando um foguetão Júpiter-C (RS/CC-44), lançado a partir da plataforma LC5 do Cabo Canaveral, colocou em órbita o satélite Explorer-4 (00009 1958 Epsilon 1958-005A).



## 17 de Julho – Atlas-5/521 (AV-003)

### Rainbow-1 (Cablevision-1)

O segundo lançamento realizado no mês de Julho de 2003, foi o único que teve como destino final a órbita terrestre. Este lançamento assistiu também à primeira utilização da versão 521 do foguetão Atlas-5 na sua missão AV-003, levada a cabo pela ILS – *International Launch Services*.

**Lançamento orbital n.º 4.281**  
**Lançamento E.U.A. n.º 1.276 (29,806%)**  
**Lançamento Cabo Canaveral n.º 662 (15,464%)**

#### O Atlas-5/521

O foguetão Atlas-5/521 é o lançador mais potente da família de lançadores Atlas-5, sendo também a versão mais potente jamais desenvolvida de toda a família Atlas até esta data. O lançador, que tem um aspecto radicalmente distinto dos seus antecessores, utiliza uma massiva ogiva de protecção da sua carga a colocar em órbita e dois propulsores laterais de combustível sólido.

Este lançador é um veículo de dois a três estágios, sendo o estágio inicial constituído por propulsores laterais de combustível sólido quando estamos na presença de três estágios. Na versão Atlas-5/521 pode colocar 13.950 kg numa órbita baixa a 185 km de altitude e com uma inclinação de 28° em relação ao equador terrestre, podendo colocar 11.800 kg numa órbita polar, 6.000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona ou então 2.200 kg directamente na órbita geossíncrona.

No caso do Atlas-5/521 são utilizados dois propulsores laterais de combustível sólido. Cada propulsor tem um peso de 40.824 kg e um comprimento de 17,7 metros, tendo um diâmetro de 1,6 metros. Construídos pela Aerojet, cada propulsor é capaz de desenvolver uma força de 130.000 kgf no lançamento, tendo um Ies de 275 s, um Ies-nm de 245 s e um Tq de 94s.

O primeiro estágio, denominado CCB (*Common Core Booster*), tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306.914 kg e um peso de 22.461 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 423.286 kgf, tendo um Ies de 338 s, um Ies-nm de 311 s e um Tq de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome LOX e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros, um diâmetro de 3,0 metros e um peso de 5.393 kg. No lançamento é capaz de desenvolver uma força de 423.050 kgf, tendo um Ies de 338 s, um Ies-nm de 311 s e um Tq de 150 s.

O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos vaivéns espaciais). A capacidade de aumentar e diminuir a sua potência, significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a sua carga permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível.

O segundo estágio, Centaur-V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22.825 kg e um peso de 2.026 kg sem combustível. Desenvolve uma força de 10.115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur-V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney* que consome LOX e LH<sub>2</sub>. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. É capaz de desenvolver uma força de 10.110 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do Atlas-5 é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (por incrível que pareça, surge em metros!!!). Assim, por exemplo quando temos um veículo Atlas-5/521, significa que estamos na presença de uma ogiva de 5 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores laterais de combustível sólido utilizados e que pode variar de entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-5/400 não usa propulsores laterais e por isso só veremos este número na versão Atlas-5 que utilizem ogivas de 5 metros de diâmetro, excepto no modelo Atlas-5/501). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode ser 1 ou 2 motores.

Para mais informações sobre a família de lançadores Atlas-5 e sobre o seu desenvolvimento, consultar o boletim Em Órbita n.º 19 / Outubro de 2002.

Na missão AV-003 o Atlas-5/521 tinha um peso de 434.969 kg no lançamento e uma altura de 59,7 metros.

Tanto o estágio Atlas como o estágio Centaur são construídos pela *Lockheed Martin Space Systems* nas suas instalações em Denver, Colorado; San Diego, Califórnia; e Harlingen, no Texas.



### Um arco-íris no Atlas-5

O primeiro Atlas-5/521 colocou em órbita o satélite Rainbow-1, também designado Cablevision-1. Operado pela empresa *Cablevision*, dos Estados Unidos, o satélite Rainbow-1 é baseado na plataforma A2100AX e foi construído pela *Lockheed Martin Commercial Space Systems, Co.*, nas suas instalações localizadas em Sunnyvale, Califórnia, e Newtown, Pensilvânia. O satélite tinha um peso de 4.328 kg e está equipado com 36 repetidores activos em banda-Ku, possuindo 22 feixes programáveis para retransmissão directa. A sua esperança de vida em órbita é de 18 anos.

### A missão AV-003

Os preparativos para a missão AV-003 foram iniciados a 21 de Maio de 2003 com a colocação do estágio Atlas na plataforma móvel de lançamento no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*) no Cabo Canaveral. Nos dias 23 e 24 de Maio procedeu-se à colocação dos dois propulsores laterais de combustível sólido no estágio Atlas. De salientar que por esta altura o veículo já havia sido testado no seu sistema inicial de activação no denominado ASOC (*Atlas Spaceflight Operations Center*), durante a campanha para a missão AV-002.

O estágio Centaur foi colocado sobre o estágio Atlas em meados de Maio e a 23 de Junho foi levada a cabo uma simulação da contagem decrescente na plataforma SLC-41. Nesta simulação, denominada *Wet Dress Rehearsal* (WDR), o lançador foi abastecido com o seu propelente e todos os passos de uma contagem decrescente normal foram levados a cabo. Após a simulação o veículo foi transportado de volta para o VIF onde se iniciou a sua preparação para receber o satélite Rainbow-1. Este foi colocado sobre o lançador no dia 7 de Julho.

O início do transporte do Atlas-5/521 para a plataforma de lançamento SLC-41 teve lugar às 1350UTC do dia 17 de Julho com o veículo a deixar as instalações do VIF. O foguetão é transportado sobre uma plataforma que tem um peso de 635.040 kg e que se move sobre carris. Entretanto a contagem decrescente teve início às 1400UTC, iniciando assim uma contagem decrescente de 9 horas e 20 minutos (incluindo 40 minutos de paragem na contagem decrescente). O foguetão chegou ao SLC-41 às 1425UTC e de seguida os dois rebocadores que puxam a plataforma de lançamento móvel foram conectados aos sistemas de energia e comunicações do complexo. Estes rebocadores forneceram ar condicionado ao satélite Rainbow-1 e comunicações com o lançador durante a viagem entre o VIF e o complexo de lançamento. Na plataforma os dois veículos são protegidos por uma estrutura de betão armado na sua zona norte.

Às 1620UTC procedeu-se à activação dos dois estágios do lançador e procedeu-se de seguida a um teste do sistema de orientação do veículo, bem como da preparação dos sistemas de controlo de voo. Às 1745UTC procedeu-se à selagem das portas do VIF e foram emitidos sinais para a evacuação da área adjacente da plataforma de lançamento e do SLC-41.

A contagem decrescente entrou numa paragem a T-120m (2040UTC) sendo retomada às 2110UTC sem que qualquer tipo de problema fosse relatado. O arrefecimento das



Colocação do satélite de comunicações Rainbow-1 no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador Atlas-5/521. Imagem: *Lockheed Martin*.

condutas de LOX do estágio Centaur foi iniciado às 2115UTC, enquanto que era divulgado um período COLA (*COLLision Avoidance*) para este lançamento. Estes períodos são introduzidos nas janelas de lançamento de forma a evitar que um satélite seja colocado numa órbita ou trajectória que o leve a passar muito próximo ou mesmo colidir com um objecto já em órbita terrestre. Para a missão AV-003 o período COLA iniciava-se às 2338:58UTC e terminava às 2345:40UTC.

O abastecimento do tanque de LOX do estágio Centaur foi iniciado às 2123UTC terminado o acondicionamento térmico das condutas de abastecimento. De salientar que o LOX encontra-se a uma temperatura de  $-183,33^{\circ}\text{C}$ . O acondicionamento térmico das condutas de  $\text{LH}_2$  teve início às 2143UTC. O  $\text{LH}_2$  encontra-se a uma temperatura de  $-252,78^{\circ}\text{C}$ . Às 2144UTC era finalizado o condicionamento térmico das condutas de LOX do estágio Atlas e era dada a luz verde para o início do abastecimento. De salientar que o propelente do primeiro estágio, querosene RP-1, havia já sido introduzido no lançador durante o ensaio da contagem decrescente. Como o RP-1 é considerado um propelente armazenável, pode ser introduzido no veículo muito antes do dia da missão.



Às 2345UTC do dia 17 de Julho de 2003 tinha início a missão AV-003 que colocaria em órbita o satélite Rainbow-1. Imagem: ILS.

Às 2202UTC o LOX no estágio Centaur estava no nível de voo e às 2210UTC era finalizado o acondicionamento térmico das condutas de hidrogénio líquido do estágio superior. Às 2212UTC iniciou-se o arrefecimento do motor do Centaur. Nesta fase da contagem decrescente e do abastecimento do lançador, surgiram indicações de uma possível fuga no sistema de abastecimento do veículo. Por outro lado, as condições atmosféricas no Cabo Canaveral não eram favoráveis ao lançamento do Atlas-5 e às 2258UTC a equipa da *Lockheed Martin* anunciava um “no-go for launch”, entretanto a contagem decrescente prosseguiu até T-4m (2306UTC), altura em que se deu a segunda paragem na contagem. Às 2309UTC era anunciada uma nova hora de lançamento para as 2345UTC. Por esta altura já fora resolvida a ligeira fuga detectada a quando da pressurização de uma botija de hélio no primeiro estágio do lançador. Às 2318UTC as condições atmosféricas voltavam a ser favoráveis para o lançamento e a contagem decrescente era retomada às 2341UTC. Entretanto, às 2331UTC, o satélite Rainbow-1 começara a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia.

O lançamento do primeiro Atlas-5/521 teve lugar às 2345UTC. Os propulsores laterais de combustível sólido atingiam o máximo de pressão às 2345UTC (T+35s) e a T+45s o motor RD-180 reduzia a sua potência para 75% durante a fase de máxima pressão dinâmica. A T+95s (2346UTC) os dois propulsores laterais já haviam terminado a sua queima e a sua separação deu-se a T+2m6s (2347UTC) quando o veículo atingiu uma fase de baixa pressão dinâmica no seu voo.

A separação da ogiva de protecção do Rainbow-1 separou-se às 2349UTC (T+4m), seguindo-se a separação de um



anel de suporte sobre o estágio Centaur. A confirmação do final da queima do primeiro estágio teve lugar às 2349UTC (T+4m45s), dando-se de seguida a separação do estágio Atlas. A ignição do Centaur teve lugar às 2350UTC (T+5m). A T+5m50s (2350UTC) o veículo encontrava-se a uma altitude de 189,90 km, viajando a uma velocidade de 19.955,32 km/h e a uma distância de 891,55 km do Cabo Canaveral.

O final da primeira queima (MECO 1) do Centaur tem lugar às 0000UTC do dia 18 de Julho (T+15m42s) com o conjunto a atingir uma órbita preliminar com um apogeu de 4.166 km de altitude, um perigeu de 167 km de altitude e uma inclinação orbital de 27,1° em relação ao equador terrestre.

Durante este lançamento uma equipa de recolha dos propulsores laterais de combustível sólido do vaivém espacial tentou recuperar os dois propulsores sólidos

utilizados pelo Atlas-5. No entanto, só uma ogiva de um dos propulsores e alguns fragmentos foram recolhidos do Oceano Atlântico.

O Centaur voltou a entrar em ignição às 0118UTC (T+93m45s) para uma nova queima com uma duração de 4 minutos que terminou às 0122UTC (T+97m37s). De seguida o estágio Centaur levou a cabo uma manobra de orientação de atitude antes da separação do Rainbow-1 que teve lugar às 0125UTC (T+1h40m26s). O Rainbow-1 ficou colocado numa órbita com um apogeu de 35.845 km de altitude, um perigeu de 3.790 km de altitude e uma inclinação orbital de 17,5° em relação ao equador terrestre.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Rainbow-1 recebeu a Designação Internacional 2003-033A e o número de catálogo orbital 27852. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

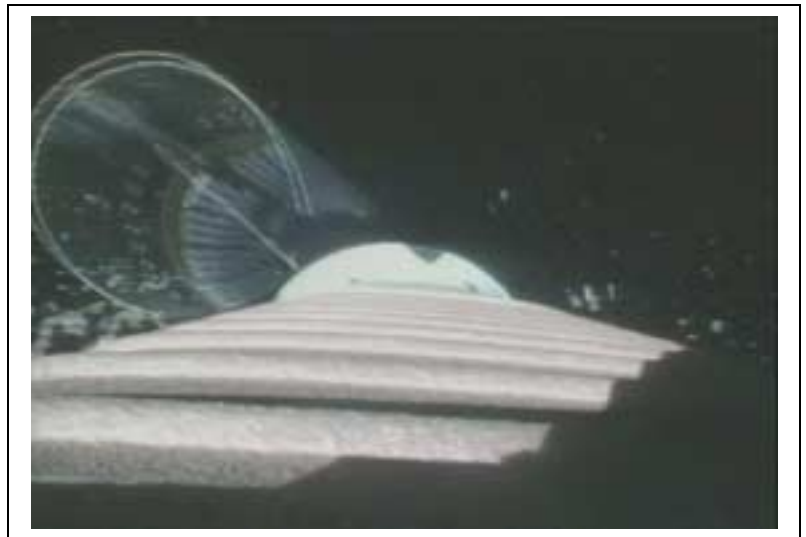


Imagem em cima: Separação dos propulsores laterais de combustível sólido. Imagem: ILS.

Imagem ao lado: Separação da ogiva de protecção do satélite Rainbow-1. Imagem: ILS

## Quadro de Lançamentos Recentes

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
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
02 Jun.	1745:26	022A	27816	Mars Express Beagle-2	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
04 Jun.	1923	023A	27819	Cosmos 2398	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
06 Jun.	2215:15	024A	27820	AMC-9	8K82K Proton-K Breeze-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-908
08 Jun.	1034:19	025A	27823	Progress M1-10	11A511U Soyuz-U (D15000-681)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
10 Jun.	1355:59	026A	27825	Thuraya-2	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey
10 Jun.	1758:47	027A	27828	Spirit MER-2	Delta-2 7925/Star-48 (D298)	C.C.A.F.S., SLC-17A
11 Jun.	2238:15	028A	27830	Bsat-2c	Ariane-5G (V161/L515)	CSG Kourou, ELA-3
		028B	27831	Optus & Defence-C1		
19 Jun.	2000:36	029A	27834	Molniya-3 (53)	8K78M Molniya-M/ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
26 Jun.	1853	030A	27838	OrbView-3	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M34)	Vandenberg AFB, RW30/12
30 Jun.	1415:12	031A	27840	Monitor-E	15A30 Rockot-KM (MOM-1)	GIK-1 Plesetsk, LC133/1
		031B	27841	MIMOSA		
		031C	27842	DTUsat		
		031D	27843	MOST		
		031E	27844	CUTE-I		
		031F	27845	QuakeSat		
		031G	27846	AAU Cubesat		
		031H	27847	CanX-1		
		031J	27848	CubeSat XI-IV		
08 Jul.	0318:15	032A	27849	Opportunity MER-1	Delta-2 Heavy 7925-H10L (D299)	C.C.A.F.S., SLC-17B
17 Jul.	2345	033A	27852	Rainbow-1	Atlas-5/521 (AV-003)	C.C.A.F.S., SLC-41

## Outros Objectos Catalogados

Data	Des.Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
02 Jun.	03-022B	27817	Fregat ST-11	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
06 Jun.	03-023B	27819	11K65M Kosmos-3M	11K65M S-3	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
06 Jun.	03-024B	27821	Breeze-M	8K82K Proton-K Breeze-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
08 Jun.	03-025B	27824	Block-I	11A511U Soyuz-U (D15000-681)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
10 Jun.	03-026B	27826	Block DM-SL	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey
10 Jun.	03-027B	27828	Delta-K (D298)	Delta-2 7925/Star-48 (D298)	C.C.A.F.S., SLC-17A
10 Jun.	03-027C	27829	Star-48 (D298)	Delta-2 7925/Star-48 (D298)	C.C.A.F.S., SLC-17A
11 Jun.	03-028C	27832	L-9 V161/L515	Ariane-5G (V161/L515)	CSG Kourou, ELA-3
11 Jun.	03-028D	27822	Sylda V161	Ariane-5G (V161/L515)	CSG Kourou, ELA-3
19 Jun.	03-029B	27835	8K78M-2	8K78M Molniya-M/ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
19 Jun.	03-029C	27836	Plataforma	8K78M Molniya-M/ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
19 Jun.	03-029D	27837	Block-ML	8K78M Molniya-M/ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
26 Jun.	03-030B	27839	Pegasus-3	L-1011 Stargazer Pegasus-XL	Vandenberg AFB, RW30/12
08 Jul.	03-032B	27850	Delta-2 R/B (2)	Delta-2 Heavy 7925-10HL (D299)	C.C.A.F.S., SLC-17B
08 Jul.	03-032C	27851	Delta-2 R/B (1)	Delta-2 Heavy 7925-10HL (D299)	C.C.A.F.S., SLC-17B
17 Jul.	03-033B	27853	Centaur AV-003	Atlas-5/521 (AV-003)	C.C.A.F.S., SLC-41

## Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Setembro e Outubro

Data	Lançador	Carga	Local
09 de Setembro*	Titan-401B Centaur (B-36/TC-20)	Mentor-3 (NROL-19)	C.C.A.F.S., SLC-40
27 de Setembro*	11K65M Kosmos-3M	KaistSat-4 BilSat-1 BNSCSat-1 NigeriaSat-1 Mozhayets-4 Larets Rubin 4-DSI	GIK-1 Plesetsk, LC132/?
27 de Setembro*	Ariane-5G (V162)	Insat-3E e-Bird 1 SMART-1	CSG Kourou, ELA-3
01 de Outubro*	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Horizons-1 (Galaxy-13)	Oc. Pacífico, Plt. Odyssey
15 de Outubro(?)	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	Shen Zhou-5	Jiuquan
15 de Outubro	Titan-23G (G-9 'Cindy Mary')	DMSP 5D-3-F16	Vandenberg AFB, SLC-4W
18 de Outubro	11A511U-FG Soyuz-FG	Soyuz TMA-3 (ISS-7S)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
29 de Outubro	15A30 Rockot Breeze-KM	Servis-1	GIK-1 Plesetsk, LC133
30 de Outubro	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	Yamal-201 Yamal-202	GIK-5 Baikonur
31 de Outubro	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Navstar GPS 2R-10	C.C.A.F.S., SLC-17
?? de Outubro	PSLV-C5	ResourceSat-1 (IRS-P6)	Satish Dhawan SC-SHAR, Sriharikota Isl
?? de Outubro	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	Zi Yuan-1B (CBERS-2) Innovation-1	Taiyuan
?? de Outubro	H-2A/2024 (6F)	IGS-2a IGS-2b	Tanegashima, Yashinubo

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

## Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

15 de Outubro de 2003(?)	Shen Zhou-5	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	Jiuquan
????			
18 de Outubro de 2003	Soyuz TMA-3 / ISS-7S Kaleri (3); Foale (6); Duque (2)	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
25 de Abril de 2004	Soyuz TMA-4 / ISS-8S ?????, ?????, Kuipers (1)	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
????? 2004	STS-114 / ISS-ULF-1 Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Krikalyov (6); Volkov (4); Philips (2)	OV-104 Atlantis (27)	KSC, LC-39
????? 2004	STS-115 / ISS-12A P3/P4 Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyszyn-Piper (1)	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39
????? 2004	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; McArthur (4); Tokarev (2)	OV-103 Discovery (31)	KSC, LC-39
?? de Outubro de 2004	Soyuz TMA-5 / ISS-9S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
????? 2004	STS-117 / ISS-13A Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)	OV-104 Atlantis (29)	KSC, LC-39

## 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
01 Abr. 0600	S005	Maxus-5	Castor-4B	Kiruna
11 Jun. 0801	S006	GT-182GM	Minutman-3	Vandenberg AFB, LF-04
?? Jun	S007	???	Shahab-3	Semnan
06 Ago 1006	S008	GT-183GM	Minutman-3	Vandenberg AFB, LF-26
16 Ago 1800	S009		Taurus Lite	Vandenberg AFB

## 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

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

## 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
06 Jun	Ree.	89-100B20390	11K69 11S693	11K69 Tsyklon-3	27 / Dez. / 89
06 Jun.	Ree.	99-046B25895	H-10-3 V120	Ariane 42P (V120)	09 / Set. / 99
10 Jun.	Ree.	03-025B27824	Block-I	11A511U Soyuz-U (D15000-681)	08 / Jun. / 03
14 Jun.	Ree.	95-041D 24310	(Destroço)	Delta-2 7925 (D228)	05 / Ago. / 95
17 Jun.	Ree.	70-089CJ 05638	(Destroço) Cosmos 374	11K69 Tsyklon-2	23 / Out. / 70
18 Jun.	Ree.	01-049DZ 27181	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
19 Jun.	Ree.	85-056E 17332	(Destroço)	Ariane-1 (V14)	02 / Jul. / 85
23 Jun.	Ree.	90-006A 20444	Molniya-3 (37)	8K78M Molniya-M/ML	23 / Jan. / 90
27 Jun.	Ree.	76-126BV 17670	(Destroço) Cosmos 886	11K69 Tsyklon-2	27 / Dez. / 76
28 Jun.	Ree.	92-093DE 22413	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 / Dez. / 92
29 Jun.	Ree.	92-093CS 22401	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 / Dez. / 92
29 Jun.	Ree.	03-010B27705	PAM-D (D297)	Delta-2 7925-9.5 (D297)	31 / Mar / 03
30 Jun.	Ree.	71-052B05282	11K65M S3	11K65M Kosmos-3M (65014-101)	04 / Jun. / 71
03 Jul.	Ree.	96-048B24283	CZ-3 H8	CZ-3 Chang Zheng-3 (CZ3-11)	18 / Ago / 96



04 Jul.	Ree.	92-041G 27486	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	09 / Jul / 92
17 Jul.	Ree.	03-029C27836	Plataforma	8K78M Molniya-M/ML	19 / Jun. / 03
19 Jul.	Ree.	88-098J 27627	(Destroço)	Ariane-2 (V26)	28 / Out. / 88
23 Jul.	Ree.	01-049GN 27242	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
27 Jul.	Ree.	00-040C26409	PAM-D (D279)	Delta-2 7925-9.5 (D279)	16 / Jul. / 00
30 Jul.	Ree.	03-029B27835	8K78M-2	8K78M Molniya-M/ML	19 / Jun. / 03

## 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:

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

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

**N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto)**; De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> contém menos de 0,1% de água. O N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 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<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 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 g/c<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -11,0°C e o seu ponto de ebulição a 21,0°C.

**UDMH ( (CH<sub>3</sub>)<sub>2</sub>NNH<sub>2</sub> ) – 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 0,79g/cm<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -57,0°C e o seu ponto de ebulição a 63,0°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, chammas, 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 g/c<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -219,0°C e o seu ponto de ebulição a -183,0°C.

**LH<sub>2</sub> – Hidrogénio Líquido**; O LH<sub>2</sub> é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH<sub>2</sub> é transparente e sem odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH<sub>2</sub> 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  $-253,0^\circ\text{C}$ .

**NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> – Perclorato de Amónia;** O NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> 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](http://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 [rcb@netcabo.pt](mailto:rcb@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

[rcb@netcabo.pt](mailto:rcb@netcabo.pt)

Braga, 6 de Outubro de 2003

---