

# Em Órbita



*Desastre em Baikonur  
O que são os TLE?  
Apollo-202 em órbita?*

*Ariane 42P (V151) / Spot-5; Idéfix  
Delta-2 7920-10L / Aqua  
8K82K Proton-K DM3 / DirecTV-5  
CZ-4B Chang Zheng-4B  
Hai Yang-1; Feng Yun-1D  
Shavit-1 / 'Ofeq-5  
11K65M Kosmos-3M / Cosmos 2389*

*N.º 15  
Junho de 2002*

# Em Órbita

Ano 2, N.º 15

30 de Junho de 2002, 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:** A 25 de Agosto de 1966 era lançada desde o Cabo Kennedy a Apollo AS-202 por forma a testar o lançador Saturno-IB. O voo deveria ser uma missão suborbital, mas segundo Jonathan McDowell a AS-202 por ter entrado em órbita terrestre por alguns minutos.

Entrando no segundo ano de edições do “Em Órbita”, inicio neste número a publicação de uma nova secção dedicada aos lançamentos suborbitais: **Quadro de Lançamentos Suborbitais**. A tabela será em tudo semelhante à tabela dos lançamentos orbitais, porém certamente o número de entradas deverá ser mais reduzido. Nesta tabela serão referidos tanto as missões científicas como as missões militares que surgirão em maior número devido à constante necessidade das diversas potências em testar os seus mísseis balísticos. As tabelas que são publicadas neste número contêm todos os lançamentos suborbitais realizados desde Janeiro de 2000.

**Errata!!!** Ao contrário do que foi referido no Em Órbita n.º 13 – Abril de 2002, o cargueiro espacial Progress M1-8 foi colocado em órbita por um foguetão 11A511U Soyuz-U e não 11A511U Soyuz-FG como tinha referido. O lançador do Progress M1-8 tinha o número de série 678. Esta informação foi veiculada pela revista russa *Novosti Kosmonavtiki*.

No presente número do “Em Órbita”:

- **Desastre em Baikonur**
- **O que são os TLE?**
- **Histórias da Conquista do Cosmos**
  - **“Apollo AS-202 Em Órbita?”**, por Jonathan McDowell
- **Lançamentos não tripulados**
  - 04 de Maio – Ariane 42P (V151) / Spot-5; Idefix
  - 04 de Maio – Delta-2 7920-10L / Aqua
  - 07 de Maio – 8K82K Proton-K DM3 / DirecTV-5
  - 15 de Maio – CZ-4B Chang Zheng-4B / Hai Yang-1; Feng Yun-1D
  - 28 de Maio – Shaviyt-1 / Ofeq-5
  - 28 de Maio – 11K65M Kosmos-3M / Cosmos 2389
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Julho**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Regressos / Reentradas**

No próximo “Em Órbita” não percas:

- **“Novos Lançadores Russos”** – Com o fim da Guerra Fria a Rússia ficou com centenas de mísseis que podem ser reconvertidos e utilizados para colocar satélites em órbita.

## Desastre em Baikonur

Localizado na zona 112 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, o edifício MIK RN (também designado 11P591) foi originalmente construído para albergar o gigante N-1 Nositol. Fazendo parte do complexo de lançamentos “Raskat”, o MIK era utilizado também para a soldagem dos tanques de combustível e integração dos estágios do veículo.

Após o cancelamento do programa lunar (Ver “Em Órbita” n.º 9 – Dezembro de 2001) em 1974, as instalações



sofreram grandes alterações no seu interior por forma a albergar o novo programa do vaivém espacial soviético e do lançador 11K25 Energiya. As alterações levaram a uma reconstrução completa do interior do edifício com alterações nos sistemas de serviço, montagem e transporte, bem como do equipamento de soldagem e teste.

O MIK tem cinco baías de montagem numeradas de 1 a 5, sendo duas destas baías mais pequenas a nível volumétrico. Era nestas baías que se dava a preparação do foguetão Energiya sobre o qual era colocado o vaivém espacial antes de se iniciar o seu transporte para a plataforma de lançamento situada no Complexo LC110 (o primeiro lançamento do Energiya teve lugar a partir do Complexo LC250).

Ao longo dos últimos anos e após o cancelamento do programa do vaivém espacial soviético, o lançador Energiya viu-se sem cargas para transportar e todo o complexo de montagem começou a sofrer os efeitos da degradação e abandono. Neste edifício somente as baías 1 e 2 são utilizadas pelo consórcio Starsem para a preparação dos satélites a serem lançador pelo 11A511U Soyuz-U, mantendo-se operacionais.

A tragédia abateu-se sobre o Cosmódromo de Baikonur às 0720UTC do dia 12 de Maio, quando parte do tecto do edifício se abateu durante as operações de manutenção causando a morte a oito operários, sete de nacionalidade russa e um bielorusso. O abatimento do tecto deu-se sobre as baías 3, 4 e 5, e alguns dos mais importantes veículos do programa espacial russo, apesar de memórias do passado, foram destruídos. Segundo os primeiros relatos vindos de Baikonur, oito trabalhadores estavam no telhado por forma a avaliar os trabalhos de manutenção do edifício que já registara infiltrações de água pelas suas paredes. A certo momento, e devido ao armazenamento de areia sobre o telhado, este cedeu e os

Aspecto do interior do edifício MIK-112 no qual se encontrava localizado o vaivém espacial Buran colocado sobre um lançador 11K25 Energiya. Relatos contraditórios afirmam que o Buran foi destruído no colapso do edifício localizado em Baikonur. Nesta imagem é visível o guindaste utilizado para movimentar os veículos no interior do MIK.

trabalhadores sofreram uma queda de 70 metros. Apesar de ter sido imediatamente enviada uma equipa de socorro para o local, era impossível a aproximação ao edifício devido à instabilidade estrutural das paredes das baías afectadas e devido ao receio de que estas também viessem a ceder. Partes das paredes também cederam ao mesmo tempo que se deu o colapso do telhado, deixando um emaranhado de metal suspenso.

Os danos provocados pelo colapso do tecto do edifício MIK 112 em Baikonur, são bem visíveis nesta imagem do seu exterior. De notar também que partes das paredes laterais ruíram juntamente com o tecto.





Alguns dos elementos mais importantes do programa espacial russo encontravam-se armazenados no interior do MIK-112. Nesta imagem são visíveis alguns motores do lançador 11K25 Energiya.

A hipótese de o acidente ter sido o resultado de um acto terrorista foi imediatamente posta de parte pelas autoridades russas, que apontavam para uma possível despressurização de um dos tanques dos foguetões armazenados que pudesse ter causado um forte deslocamento de ar fazendo com que o telhado viesse a ceder. Porém, esta hipótese também foi posta de parte devido ao facto de nenhum vidro do edifício se ter

partido. De salientar que o edifício foi construído em 1964 e aguentou a explosão de um foguetão N-1 em 1974, provando assim a robustez da construção e dos seus materiais.

Na baía n.º 4 encontrava-se armazenado o vaivém espacial Buran (OK-1K 11F35 n.º1) colocado sobre um foguetão 11K25 Energiya. O Buran havia sido transferido do edifício de montagem do vaivém localizado na área 254 para a área 112 em 1997 e muito provavelmente foi destruído com o colapso do tecto. O segundo vaivém espacial, baptizado de Ptichka (OK-2K 11F25 n.º 2) encontra-se armazenado no edifício MZK na área 112A. Dois lançadores Energiya (11K25 n.º 2L e 11K25 n.º 3L) encontravam-se armazenados na baía 3, bem como o modelo “D” desse lançador utilizado para a realização de teste dinâmicos. Também estes lançadores foram seriamente danificados.

O acidente no edifício MIK veio mais uma vez a revelar o estado da Rússia, afectada por uma crise económica que levou desde o colapso da União Soviética ao declínio do seu império representado pela decadência das infra-estruturas que antes eram o orgulho de uma nação. Não só a indústria espacial se vê afectada por esta crise da qual não escapam outros sectores não só militares como privados ou controlados pelo estado russo. Nos últimos anos a Rússia viu-se afectada por inúmeros desastres, entre os quais o incêndio na Torre Ostankino, Moscovo. Quebras de energia, acidentes aéreos, derrames petrolíferos e muitos outros acidentes têm lugar devido à degradação das infra-estruturas.



O interior do MIK ficou bastante danificado com o colapso do tecto do edifício. Na parte superior desta imagem são visíveis alguns guindastes utilizados para movimentar as diversas partes dos lançadores para montagem e já referenciados numa imagem anterior.



Nesta imagem é claramente visível a parte superior de um lançador 11K25 Energiya completamente destruído no colapso do tecto do edifício MIK-112 no Cosmódromo de Baikonur.

## O que são os TLE?

Desde o início da Era Espacial que existiu a necessidade de descrever a órbita dos satélites artificiais da Terra de uma forma relativamente acessível a todos os entusiastas do *hobby* da observação de satélites.

Actualmente o sistema utilizado para descrever a órbita dos satélites é um sistema desenvolvido pelo NORAD e que consiste num conjunto de dados orbitais escritos em duas linhas e utilizando 69 caracteres por linha. Denominado TLE – *Two Line Elements*, este sistema permite determinar a posição e velocidade de um determinado satélite. Os caracteres utilizados neste sistema são as letras maiúsculas de “A” a “Z”, os dígitos de “0” (zero) a “9”, o carácter de espaço, o sinal de final de frase (“.”ponto final), o sinal + (mais) e o sinal - (menos). No entanto nem todos os caracteres válidos podem ser utilizados em todas as colunas do sistema. No exemplo a seguir estão assinalados quais caracteres podem ser utilizados e em que localização:

```

1 NNNNNC NNNNAAA NNNNN.NNNNNNNN+.NNNNNNNN+NNNN-N+NNNN-N NNNNN
2 NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.NNNNNNNNNNNNN
  
```

As zonas assinaladas com o sombreado azul (■) não podem ter qualquer outro carácter, bem como as colunas onde estão os sinais de final de frase (ponto final). As colunas assinaladas com um “N” podem ter qualquer número de “0” (zero) a “9” e, em alguns casos, o carácter de espaço. As colunas assinaladas com um “A” podem ter qualquer letra de “A” a “Z” ou o carácter de espaço. A coluna assinalada com um “C” só pode ter um carácter representando a classificação do elemento orbital, isto é um “S” para informação secreta ou um “U” para informação não classificada (obviamente só informação não classificada está disponível ao público em geral ...). As colunas com “+” podem ter o carácter “+”, o carácter “-“ ou o carácter de espaço. Por fim as colunas assinaladas com “-“ podem ter o carácter “+” ou o carácter “-“, caso o resto do campo respectivo não se encontre em branco.

Porém, qual o significado de cada campo de informação nestes elementos orbitais? A seguinte tabela indica o que significa cada campo na linha 1:

| Campo | Coluna | Significado                                                                                     |
|-------|--------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1.1   | 01     | Número da linha do elemento orbital.                                                            |
| 1.2   | 03-07  | Número do satélite.                                                                             |
| 1.3   | 08     | Classificação.                                                                                  |
| 1.4   | 10-11  | Designação Internacional (últimos dois dígitos do ano de lançamento).                           |
| 1.5   | 12-14  | Designação Internacional (número do lançamento nesse ano).                                      |
| 1.6   | 15-17  | Designação Internacional (elemento resultante do lançamento).                                   |
| 1.7   | 19-20  | Ano (últimos dois dígitos do ano).                                                              |
| 1.8   | 21-32  | Época (dia do ano e fracção do dia).                                                            |
| 1.9   | 34-43  | Primeira derivada do tempo do movimento médio.                                                  |
| 1.10  | 45-52  | Segunda derivada do tempo do movimento médio (ponto decimal assumido).                          |
| 1.11  | 54-61  | Termo BSTAR (ponto decimal assumido).                                                           |
| 1.12  | 63     | Tipo de efeméride.                                                                              |
| 1.13  | 65-68  | Número do elemento.                                                                             |
| 1.14  | 69     | Somatório (Modulo 10): Letras, espaços em branco, pontos final, sinais “+” = 0, sinais “-“ = 1. |

A coluna 1 de cada linha dos elementos orbitais indica o número da linha (e como tal o formato) para essa linha. O campo seguinte (campo 1.2 e 1.3) indica o número do satélite baseado no Catálogo de Satélites do NORAD e para o qual se destinam os dados no elemento orbital. O Catálogo de Satélites do NORAD é um meio único de identificação desenvolvido pelo NORAD e que identifica cada satélite artificial em órbita terrestre. De salientar que para termos um TLE válido, os campos 1.2 e 2.2 devem ser idênticos. O campo 1.3 indica a classificação de segurança da informação no TLE e todos os elementos tornados públicos têm a letra “U” na respectiva localização para identificar a informação não classificada.

Os seguintes campos, 1.4 a 1.6, definem a Designação Internacional do satélite. Esta identificação é uma designação adicional fornecida pelo *Word Data Center-A for Rockets and Satellites* (WDC-A-R&S), de acordo com o tratado internacional de 1975 “*Convention on Registration of Objects Launched into Outer Space*”. O WDC-A-R&S trabalha em conjunto com o NORAD e com o *National Space Science Data Center* (NSSDC) da NASA por forma a manter actualizado o registo de todos os objectos detectáveis em órbita terrestre.

Apesar de ter sofrido algumas modificações desde a sua primeira utilização em 1957, a Designação Internacional indica o ano do lançamento do satélite (apesar de o campo 1.4 só fornecer os últimos dois dígitos desse ano), o número do lançamento nesse ano (1.5) e o elemento resultante desse lançamento (1.6). Estes campos podem ser deixados em branco, mas todos têm de estar referidos caso alguma parte da Designação Internacional seja referida. Entre 1957 e 1962 eram utilizadas letras do alfabeto grego na Designação Internacional, no entanto a partir de 1963 passou-se para a convenção actualmente em uso.

Existem algumas diferenças significativas entre o catálogo orbital do NORAD e a Designação Internacional. Enquanto que o NORAD numera o objecto à sua primeira observação, a Designação Internacional está sempre relacionada com o número do lançamento num determinado ano. Veja-se por exemplo o 81º lançamento de 1968 que colocou em órbita quatro satélites (OV2-5, ERS-21, ERS-28 e LES-6). Juntamente com o último estágio do foguetão lançador Titan IIIC, estes satélites foram designados 1968-081A a 1968-081E, recebendo os números de catálogo 03428 a 03431. Posteriormente o NORAD detectou em órbita dois objectos provenientes desse lançamento que receberam os números de catálogo 25000 e 25001, tendo no entanto recebido a Designação Internacional 1968-081F e 1968-081G, respectivamente.

Os campos 1.7 e 1.8 definem em conjunto o tempo de referência para o conjunto de dados e são conjuntamente referidos como a Época. O campo 1.7 refere o ano utilizando os dois últimos dígitos e o campo 1.8 refere o dia desse ano. A Época define o tempo ao qual todos os campos que variam com o tempo estão referenciados. No entanto cabe aqui perguntar como é que se deve interpretar este formato para o tempo? Vejamos outro exemplo: A época 98001.00000000 corresponde às 0000UT do dia 1 de Janeiro de 1998, isto é, a meia-noite entre 31 de Dezembro de 1997 e 1 de Janeiro de 1998. Uma época de 98000.00000000 corresponderia, por estranho que pareça, ao início do dia 31 de Dezembro de 1997. De salientar que o dia definido para a época inicia-se à meia-noite UT e que todos os tempos estão definidos como tempos solares em vez de unidades de tempo sideral.

A utilização deste formato para os TLE não se viu substancialmente afectada com a chegada do ano 2000. A utilização de dois dígitos para representar o ano afecta os campos 1.4 e 1.7, apesar do impacto no campo 1.7 ser muito mais importante. Com a chegada do ano 2000 não se procedeu a qualquer alteração na representação do ano, no entanto o seu significado pode ser alterado.

O formato dos TLE não foi alterado pelo *US Space Command* com o ano 2000, pois só a partir de 1957 se iniciou o lançamento de satélites para a órbita terrestre. Assim, os anos representados pelos dígitos 57 a 99 correspondem a 1957 até 1999, enquanto que os anos representados por 00 a 56 correspondem a 2000 até 2056, não havendo assim a necessidade de se alterar o formato nas próximas cinco décadas. Porém, esta conclusão pode estar errada!!! Enquanto a alteração do formato envolveria a alteração de inúmeras quantidades de *software* por forma a acomodar as alterações, a não alteração do formato não elimina a necessidade de modificar este mesmo *software*. Em vez de incorporar uma alteração nas modificações do *software*, têm de ser introduzidas alterações para a interpretação das épocas e mais tarde têm de ser introduzidas alterações quando o formato for finalmente revisto. Infelizmente em 1972 o *US Aerospace Defense Command* somente recomendou a alteração do velho formato de cinco linhas para as actuais duas linhas dos elementos orbitais, não recomendaram a alteração para a representação dos anos para quatro linhas (na altura a representação do ano era somente feita com um dígito tendo-se então recomendado a passagem para dois dígitos).

O campo 1.9 representa a primeira derivada do movimento médio dividida por 2 e cujas unidades são revoluções por dia ao quadrado ( $\text{rev}/\text{dia}^2$ ). O campo 1.10 representa a segunda derivada do movimento médio dividido por 6 e cujas unidades são revoluções por dia ao cubo ( $\text{rev}/\text{dia}^3$ ). Estes dois dados em conjunto fornecem uma imagem de segunda ordem de como o movimento médio do satélite se modifica com o tempo.

O campo 1.11 representa o chamado BSTAR, que é um coeficiente de arrastamento. Cada objecto tem um coeficiente de balística, B, que é o produto do seu coeficiente de arrastamento,  $C_D$ , com a área da secção do objecto, A, dividida pela sua massa, m:

$$B = C_D A/m$$

O coeficiente de balística representa a susceptibilidade de um objecto em relação ao arrastamento na atmosfera e quanto maior for o seu número, maior é a sua susceptibilidade. O valor BSTAR é um valor ajustado de B utilizando o valor de referência da densidade atmosférica,  $\rho_0$  (tem como unidade o raio terrestre<sup>-1</sup>):

$$\text{BSTAR} = B \rho_0/2$$

Os campos 1.10 e 1.11 utilizam uma notação exponencial com um ponto decimal. Esta convenção é inerente à linguagem FORTRAN na qual todos os números assim representados variam de 0 (zero) a menos de 1. As primeiras seis colunas de cada campo representam a mantissa e os dois últimos números representam o expoente. Por exemplo, o valor  $-12345-6$  corresponde a  $-0.12345 \times 10^{-6}$ . Estes dois campos podem ser deixados em branco, representando assim o valor 0 (zero).

O campo 1.12 representam o tipo de efeméride (modelo orbital) utilizado para gerar a informação. O campo 1.13 representa o número do conjunto de elementos dados. Normalmente este número é incrementado cada vez que um novo conjunto de elementos é gerado. Porém, na prática, isto nem sempre acontece pois quando as operações são alteradas entre os centros primário e suplente dos *Space Control Centers*, por vezes os números dos elementos ficam dessincronizados, sendo alguns números reutilizados e outros ignorados. Isto faz com que seja difícil saber se estamos na presença de todos os conjuntos de elementos para um dados objecto em órbita.

A última coluna em cada linha (1.14 e 2.10) representam o somatório da informação presente na linha. Para calcular o somatório, simplesmente se somam os números em cada linha, ignorando todas as letras, espaços em branco, pontos final e sinais "+", atribuindo-se o valor de 1 a cada sinal "-". O somatório é o último dígito dessa soma e é um procedimento muito simples para verificar a existência de erros.

A seguinte tabela indica o que significa cada campo na linha 2:

| Campo | Coluna | Significado                                |
|-------|--------|--------------------------------------------|
| 2.1   | 01     | Número da linha do elemento orbital.       |
| 2.2   | 03-07  | Número do satélite.                        |
| 2.3   | 09-16  | Inclinação (graus).                        |
| 2.4   | 18-25  | Ascensão Recta do Nodo Ascendente (graus). |
| 2.5   | 27-33  | Excentricidade (ponto decimal assumido).   |
| 2.6   | 25-42  | Argumento do perigeu (graus).              |
| 2.7   | 44-51  | Anomalia média (graus).                    |
| 2.8   | 53-63  | Movimento médio (rev/dia).                 |
| 2.9   | 64-68  | Número da revolução na época (rev).        |
| 2.10  | 69     | Somatório (Modulo 10).                     |

Na convenção estabelecida pelo NORAD, e referente ao campo 2.9, uma revolução em torno da Terra é iniciada quando um satélite se encontra no nodo ascendente da sua órbita e uma revolução é o período entre nodos ascendentes consecutivos. O período que decorre entre o lançamento e o primeiro nodo ascendente é considerado a Rev 0 e a Rev 1 começa quando é atingido o primeiro nodo ascendente. Como muitos conjuntos de elementos orbitais são gerados com épocas que colocam o satélite perto do seu nodo ascendente, é importante referir se o satélite chegou ao seu nodo ascendente a quando do calculo de subsequentes números de revolução. Geralmente, qualquer número menor que o tamanho do campo pode ser preenchido com espaços os zeros. Por outras palavras, uma época pode ser representada como 98.001.12345678 ou 98 1.12345678, ou uma inclinação pode ser representada como 28.1234 ou 028.1234. Por convenção são utilizados zeros nos campos 1.5 e 1.8 e espaços nos restantes campos, sendo no entanto ambos válidos.

O actual formato de TLS tem as suas limitações. A principal limitação será a necessidade de um ano de quatro dígitos nos campos 1.4 e 1.7. è também necessária uma forma mais robusta de verificação de erros. É também aconselhável o aumento do campo destinado ao Número de Catálogo para seis ou sete dígitos por forma a acomodar a catalogação de pequenos detritos em órbita.

O formato da Designação Internacional deverá ser suficiente nos próximos tempo, permitindo anos de outro dígitos e acomodando 999 lançamentos num só ano (até à actualidade o máximo foi de 129 em 1984) e até 13.824 objectos num lançamento (o recorde encontra-se em 672 objectos para o lançamento 1994-029). No entanto a catalogação de pequenos detritos, que poderão não ser relacionados com o lançamento que os originou, ainda representa potenciais problemas para a representação nos TLE.

Como curiosidade transcrevesse a seguir um TLE emitido pelo *US Space Command* e que até à poucos dias era considerado secreto. Este TLE é relativo ao estágio Agena que resultou de um lançamento orbital secreto que teve lugar

a 5 de Agosto de 1978 a partir da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, e foi realizado por um foguetão Titan 34B Agena D (34B-7 3B-57). Este lançamento (1978-075) resultou na colocação em órbita do satélite OPS7310 SDS-3 (10993 1978-075A). Em órbita ficou também o último estágio do lançador, Agena D (10994 1978-075B) que se encontra agora numa órbita com um apogeu de 586Km e um perigeu de 180Km. Este veículo tem o seguinte TLE:

```
1 10994U 78075B 02172.86683926 .04844119 72606-5 41073-2 0 96
2 10994 62.6996 197.0763 0300494 124.2258 238.7719 15.61689076466013
```

O US Space Command previa a sua reentrada para o dia 21 de Junho às 1906UTC (com um erro de +/- 2 dias) nas seguintes coordenadas: 43,9°S – 33,6°E.

## Histórias da Conquista do Cosmos

### *Apollo AS-202 Em Órbita?*

*Por Jonathan McDowell*

A missão Apollo AS-202, com o Módulo de Comando CSM 011 (*Command and Service Module*), está registada nos livros históricos como uma missão sub-orbital. Porém, a pesquisa levada a cabo por Jonathan McDowell indica que a capsula atingiu uma órbita terrestre marginal! A capsula terá permanecido em órbita durante apenas seis minutos antes na reentrada na atmosfera terrestre e o perigeu encontrava-se no «interior» da atmosfera, no entanto ocorreram algumas missões sub-orbitais nas quais o perigeu encontrava-se acima de umas centenas de quilómetros negativos, assim os



poucos casos marginais são bastante interessantes. Tradicionalmente é regra do NORAD só catalogar os objectos que completam pelo menos uma volta em torno da Terra, isto é, uma órbita terrestre, no entanto não devemos ser compelidos a seguir as regras do NORAD!!! Por exemplo, um voo típico de um míssil Minuteman lançado desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, em direcção do Atol de Kwajalein, tem uma órbita de aproximadamente –4.000Km (perigeu) x 1.300Km (apogeu) x 145° (inclinação orbital), isto é um perigeu com um valor muito negativo e por isso longe de ser uma trajectória orbital.

A missão AS-202 foi o terceiro voo de teste do lançador Saturn-IB sem qualquer tripulação a bordo. Esta missão é um exemplo da confusão na designação das missões Apollo levada a cabo pela NASA. Esta missão não foi designada como Apollo-2, as missões AS-201, AS-202 e AS-203, foram seguidas pela missão Apollo-4, com a designação Apollo-1 a ser reservada para a missão que nunca foi lançada devido ao fatal incêndio durante uma simulação no solo (em 27 de Janeiro de 1967)<sup>1</sup>. As designações Apollo-2 e Apollo-3 nunca foram utilizadas.

25 de Agosto de 1966 – O foguetão Saturn-IB aguarda o lançamento no Complexo 34 do Centro Espacial Kennedy no então denominado Cabo Kennedy. Imagem: NASA.

<sup>1</sup> Nota do Tradutor.



Informação contida no documento MSC-A-R-66-5, Relatório Pós-Lançamento para a Missão AS-202 (Veículo Apollo 011), indica que os seguintes valores orbitais foram alcançados (a maioria derivados pelo autor a partir de dados referentes à velocidade e altitude constantes no relatório referido, mas alguns valores confirmados por referência directa dos parâmetros orbitais):

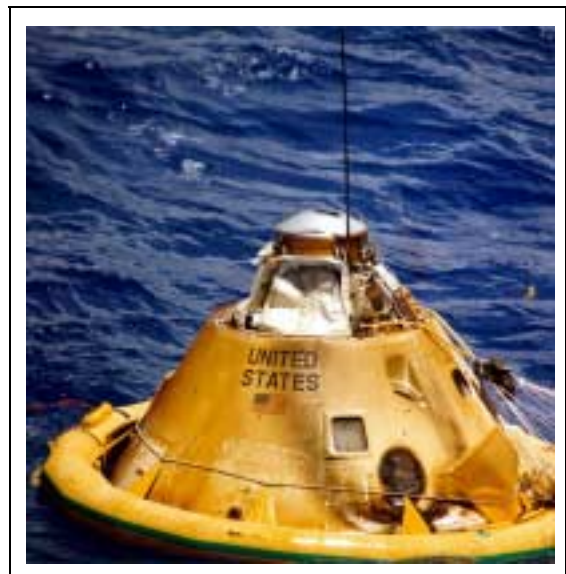
25 de Agosto de 1966 (Hora UTC)

- 1715:32 Lançamento do Saturn-IB a partir do Complexo de Lançamentos 34 do KSC em Cabo Kennedy;
- 1725:30 Separação do CSM-011 do último estágio S-4B-202 a uma altitude de 222Km, ambos os veículos alcançam uma órbita com os parâmetros: apogeu 268Km, perigeu -2.331Km e 31,8° de inclinação orbital;
- 1729:17 O CSM-011 completa a queima SPS-1 a uma altitude de 338Km, colocando-se numa órbita com os parâmetros: apogeu 1.143Km, perigeu -232Km e inclinação orbital 31,5°;
- 1731 O estágio S-4B-202 é destruído num teste de pressurização, tal como tinha acontecido com o estágio S-4B-203 numa missão sub-orbital realizada em Junho de 1966;
- 1756:56 O CSM-011 atinge o apogeu a 1.143Km de altitude sobre Joanesburgo, África do Sul;
- 1822:56 O CSM-011 completa a queima SPS-2 que o dirige para a atmosfera a uma velocidade de 8,4Km/s a partir de uma altitude de 374Km sobre a costa do oeste da Austrália. A órbita tem agora os seguintes parâmetros: apogeu 3.762Km, perigeu 53Km e inclinação orbital de 31,4°;
- 1823:22 São realizadas mais duas queimas SPS breves por forma a acelerar o módulo, colocando a órbita com os parâmetros: apogeu 4.082Km, perigeu 59Km e inclinação orbital de 31,4°, e a descer;
- 1828:00 A reentrada dá-se a 122Km de altitude sobre a Nova Guiné a uma velocidade de 8,69Km/s e com um ângulo de reentrada de 3,53°.
- 1830 a 1833 A capsula executa uma manobra de ricochete na atmosfera elevando-se de 65Km para 79Km e abrandando.
- 1848:34 Amaramagem a sul da Ilha de Wake no Oceano Pacífico.



25 de Agosto de 1966 – Lançamento da missão Apollo AS-202 a partir do Complexo de Lançamentos 34 do Centro Espacial Kennedy. O objectivo da missão era o de levar cabo uma missão suborbital para testar a performance do veículo lançador. Imagem: NASA.

25 de Agosto de 1966 – Após um voo que poder ter entrado por breves minutos em órbita terrestre, a capsula Apollo AS-202 amaramava a sul da Ilha de Wake, no Oceano Pacífico. Imagem: NASA.



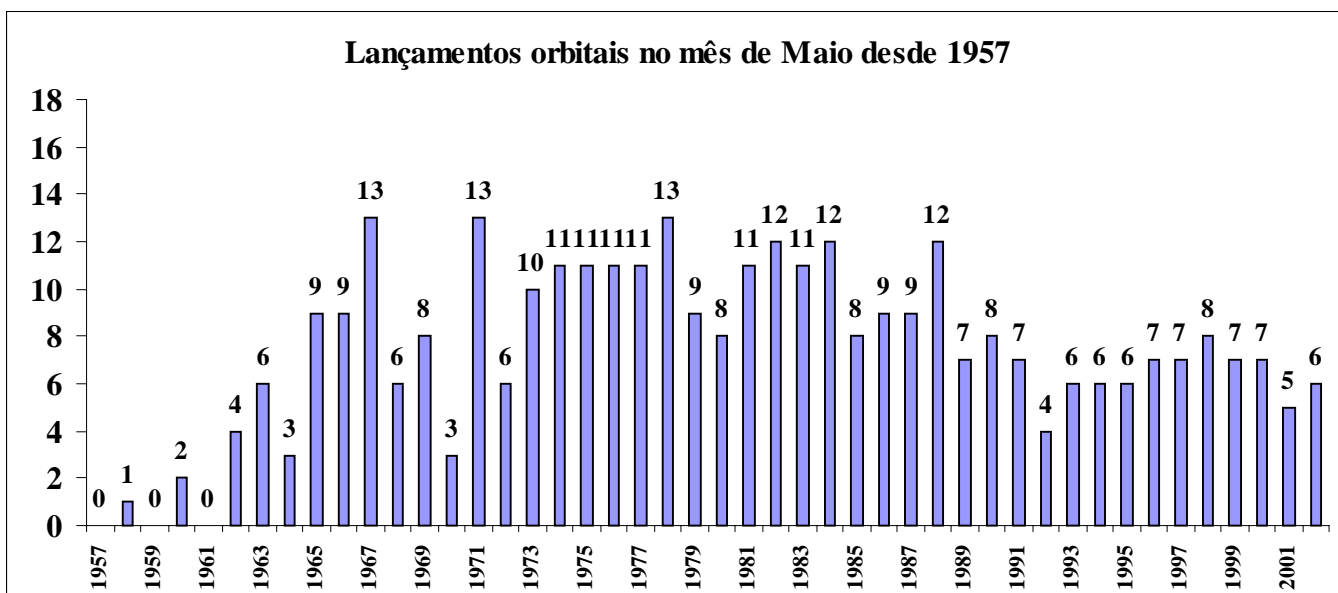
Para os leitores que não estão familiarizados com a mecânica orbital, é de salientar que a Terra tem um raio equatorial de 6.378Km. Jonathan McDowell utilizou os valores das altitudes orbitais relativas ao valor referido para o raio terrestre (por seu lado, é prática dos cientistas russos utilizarem um sólido esférico oblatado como referência – introduzindo uma pequena diferença). Assim, uma órbita com os parâmetros 268Km (apogeu) x –2.331Km (perigeu) é tal que a distância que chamaremos de periapsis (oposto de altitude) é de 4.047 desde o centro da Terra e a distância apoapsis é de 6.646Km do centro terrestre (basta adicionar 6.378 a cada número no parâmetros orbital).

Como Newton e Gauss mostraram, o CSM AS-202 seguiu uma elipse kepleriana imaginando a Terra como um ponto de massa e que 4.047Km é uma distância peripasis perfeitamente razoável – pelo menos até ter um despertar rude quando atinge a atmosfera terrestre. Elevando a altitude do perigeu para +59Km garante-se um ângulo raso de reentrada na atmosfera terrestre semelhante ao de uma capsula Apollo que regressa da Lua, mas a uma velocidade mais baixa.

**Nota sobre o Autor:** o Dr. Jonathan McDowell é um astrofísico que trabalha no Centro de Astrofísica Harvard-Smithsonian, Cambridge, Massachussets. Pertencendo ao grupo do Centro de Raios-X Chandra, McDowell estuda a física dos buracos negros, quasars e fontes de raios-x nas galáxias, bem como desenvolve *software* de análise para a comunidade astronômica que estuda a Astronomia de Raios-X. Ao nível da formação acadêmica, Jonathan McDowell obteve um Bacharelato em Matemática (1981) e um Doutorado em Astrofísica (1986) pela Universidade de Cambridge, Inglaterra, tendo previamente trabalhado no Observatório Real de Greenwich, no Rádio-Observatório de Jodrell Bank e no Centro Espacial de Marshall da NASA. McDowell tem dupla nacionalidade americana e britânica. De entre as publicações científicas de Jonathan McDowell encontram-se do fundo cosmológico extragaláctico e a possibilidade de os buracos negros maciços contribuírem para o problema da matéria negra. Jonathan McDowell é também editor do *Jonathan's Space Report*, um boletim publicado na Internet e que tem detalhes técnicos dos vários lançamentos orbitais, sendo também colaborador da revista *Sky & Telescope*. O asteroide (4589) McDowell, que orbita entre Marte e Júpiter, foi baptizado com o seu nome.

## Lançamentos não tripulados

Em Maio registaram-se 6 lançamentos orbitais todos não tripulados. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Maio foram realizados 4.212 lançamentos orbitais, 342 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,120% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,710% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (260 lançamentos que correspondem a 6,173% do total).



## 04 de Maio – Ariane 42P (V151) / SPOT-5; Idéfix

A Arianespace marca o 21º lançamento orbital de 2002 com a colocação em órbita do satélite SPOT-5 (*Satellite Probatoire d'Observation de la Terre*) por um foguetão Ariane 42P. O lançamento ocorreu desde a plataforma ELA-2 do Complexo Espacial de Kourou, na Guiana Francesa, América do Sul.

Os preparativos para a sexta missão da Arianespace em 2002 (V151) foram iniciados em Kourou a 8 de Abril com a colocação do primeiro estágio do Ariane na plataforma móvel de lançamento, dentro do edifício de montagem. O segundo estágio foi colocado sobre o primeiro estágio no dia 9 de Abril e o terceiro estágio foi colocado sobre os anteriores no dia 13 de Abril. O lançador foi transportado para a plataforma ELA-2 no dia 22 de Abril, enquanto que a 17 de Abril já se havia iniciado o abastecimento do satélite SPOT-5 (que havia chegado a Kourou a 21 de Fevereiro) com o seu combustível tóxico. A 24 de Abril era colocados no primeiro estágio do Ariane os dois propulsores laterais de combustível sólido.

Após ser abastecido com o combustível necessário para as manobras orbitais, o satélite foi colocado no interior da ogiva do Ariane no dia 25 de Abril. O satélite e o equipamento de apoio foram transportados para a plataforma ELA-2 no dia 26 e colocado sobre o terceiro estágio do Ariane no dia seguinte. Um ensaio dos procedimentos a levar a cabo durante o lançamento teve lugar no dia 29 de Abril e a revisão de prontidão para o lançamento realizada no dia 30 de Abril deu luz verde para o lançamento.

Esta foi a 151ª missão de um lançador Ariane, o 112º voo de um Ariane 4, a 70ª missão consecutiva com sucesso para a família Ariane 4 desde 1995 e a 15ª missão de um Ariane 44L.

| Lançamento | Missão | Veículo lançador  | Data de Lançamento | Satélites                                      |
|------------|--------|-------------------|--------------------|------------------------------------------------|
| 1994-070   | V69    | Ariane 42P (441)  | 01-11-1994         | Astra 1D (94-70A/23331)                        |
| 1994-F04   | V70    | Ariane 42P (442)  | 01-12-1994         | PAS-3 / PanAmSat K2                            |
| 1995-029   | V74    | Ariane 42P (446)  | 10-06-1995         | DBS-3 (95-29A/23598)                           |
| 1996-022   | V85    | Ariane 42P (457)  | 20-04-1996         | M-SAT 1 (96-22A/23846)                         |
| 1996-055   | V91    | Ariane 42P (462)  | 11-09-1996         | Echostar II (96-55A/24313)                     |
| 1998-014   | V106   | Ariane 42P (476)  | 27-02-1998         | Hot Bird 4 (98-14A/25237)                      |
| 1999-016   | V117   | Ariane 42P (486)  | 02-04-1999         | Insat-2E (99-16A/25666)                        |
| 1999-042   | V118   | Ariane 42P (487)  | 12-08-1999         | Telkom-1 (99-42A/25880)                        |
| 1999-046   | V120   | Ariane 42P (488)  | 04-09-1999         | Mugunghwa-3 (99-46A/25894)                     |
| 2002-021   | V151   | Ariane 42P (4112) | 04-05-2002         | SPOT-5 (02-021A/27421); Idéfix (02-021B/27422) |



25 de Abril de 2002 – O satélite SPOT-5 é colocado no interior da ogiva de protecção do foguetão Ariane 42P. Imagem: Arianespace.

O Ariane 42P tem um peso de 339.000 Kg, um comprimento de 58,4 metros e um diâmetro de 3,8 metros. É capaz de colocar uma carga de 4.800 Kg numa órbita terrestre baixa a 185Km de altitude ou uma carga de 2.840Kg numa órbita de transferência para a órbita geostacionária a 36.000 Km de altitude. O primeiro lançamento desta versão, teve lugar a 20 de Novembro de 1990 quando na missão V40 colocou em órbita os satélites Satcom C-1 (20945 1990-100A) e GStar-4 (20946 1990-100B). Já foram lançados 15 Ariane 42P, dos quais somente um falhou a 1 de Dezembro de 1994 na missão V70 não colocando em órbita o satélite PAS-3 PanAmSat K2. Assim, o Ariane 42P tem uma taxa de sucesso de 93,33%.

O primeiro estágio L-220 Ariane 4-1 tem um peso bruto de 243.575 Kg e um peso de 17.515 Kg sem combustível. Os seus quatro motores Viking-2B (cada um com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 776 Kg, um diâmetro de 1,0 metros e um comprimento de 2,9 metros) desenvolvem uma força de 309.400 Kgf no vácuo, tendo (Tq) de 205 s e um impulso específico (Ies) de 278 s. O motor Viking-2B utiliza como

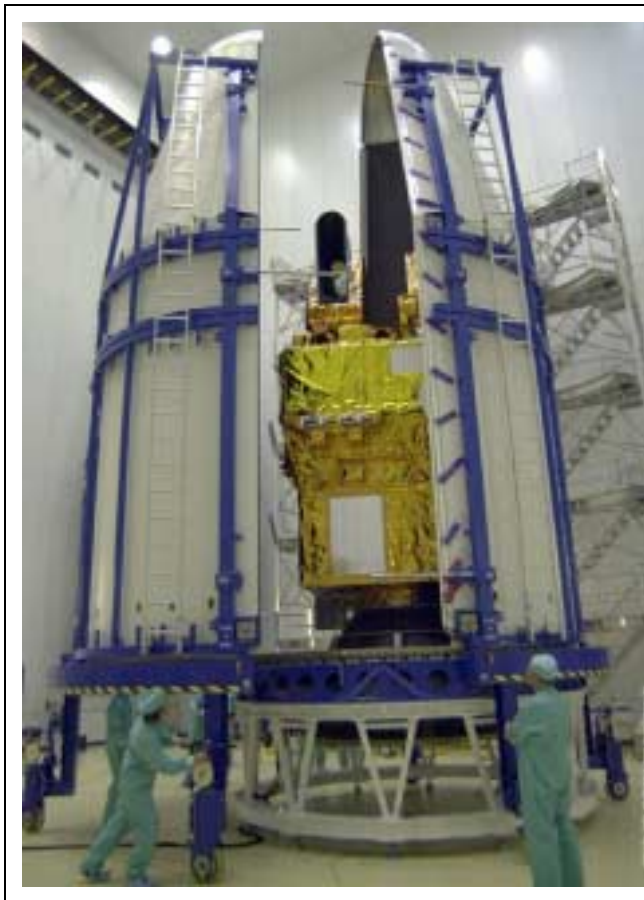
combustível  $N_2O_4$  e UDMH (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 248 s). Tem uma envergadura de 8,3 metros, um comprimento de 23,6 metros e um diâmetro de 3,8 metros.

Os dois propulsores laterais a combustível sólido P9.5 Ariane 4P têm um peso bruto cada um de 12.560Kg e um peso de 3.060Kg sem combustível. Cada propulsor está equipado com um único motor P9.5 que desenvolve uma

força de 70.360 Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima ( $T_q$ ) de 29s e um impulso específico (Ies) de 263s. Os propulsores têm um comprimento de 12,2 metros e um diâmetro de 1,1 metros.

O segundo estágio L-33B Ariane 2-2 tem um peso bruto de 37.130 Kg e um peso de 3.625 Kg sem combustível. O seu único motor Viking-4B (cada com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 850 Kg, um diâmetro de 2,6 metros e um comprimento de 3,5 metros) desenvolve uma força de 82.087 Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima ( $T_q$ ) de 125 s e um impulso específico (Ies) de 296 s. O motor Viking-4B também utiliza como combustível  $N_2O_4$  e UDMH (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 210 s). Tem uma envergadura de 2,6 metros, um comprimento de 11,5 metros e um diâmetro de 2,6 metros.

O terceiro estágio H-10+ Ariane 4-3 tem um peso bruto de 12.310 Kg e um peso de 1.570 Kg sem combustível. O seu único motor HM7-B (cada com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 155 Kg, um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento de 2,0 metros) desenvolve uma força de 6.394 Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima ( $T_q$ ) de 759 s e um impulso específico (Ies) de 446 s. O motor HM7-B utiliza como combustível LOX e  $LH_2$  (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 310 s). Tem uma envergadura de 2,7 metros, um comprimento de 11,9 metros e um diâmetro de 2,7 metros.



25 de Abril de 2002 – A ogiva de protecção do SPOT-5, tal como nos voos anteriores do Ariane, é composta por dois elementos que se separam a determinada altura no lançamento. Imagem: Arianespace.

Após esta missão somente restam quatro lançadores Ariane 4 para serem utilizados.

Às 0111UTC (T-20m) do dia 4 de Maio tudo se encontrava a postos para o lançamento e no Centro de Controlo Júpiter, em Kourou, todos os sinais davam luz verde para a continuação da contagem decrescente. A T-6m (0125:46UTC) dava-se início à sequência sincronizada de lançamento. A partir desta altura a contagem decrescente é controlada por computador e decorre de forma automática. Nesta altura dois computadores principais controlam as acções sendo um dos aparelhos é responsável pelo processamento dos fluídos e propelentes a bordo do Ariane e o outro controla a preparação dos sistemas eléctricos que iniciam o programa de voo, a activação dos sistemas de orientação dos motores e a transferência de energia das fontes externas para as baterias do lançador.

Às 0127:46UTC (T-4m) a equipa de controlo encontrava-se a monitorizar o enchimento final dos depósitos de oxigénio e hidrogénio líquidos do terceiro estágio do Ariane. Isto acontece devido ao facto de que tanto o oxigénio como o hidrogénio líquido



vão-se evaporando naturalmente o que leva à necessidade de se reabastecer constantemente os depósitos criogénicos. A pressurização do depósito de oxigénio líquido deu-se às 0129:46UTC (T-2m) e no minuto seguinte o equipamento a bordo do Ariane iniciava a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia.



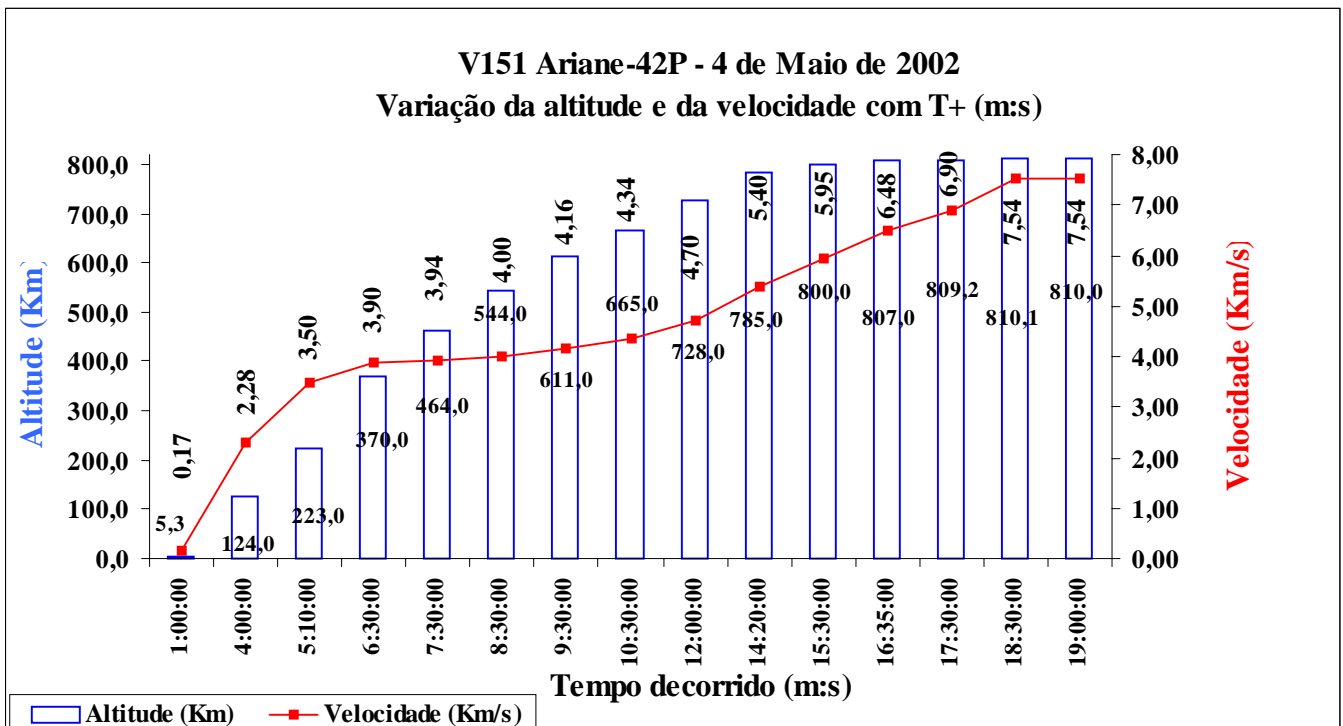
A T-9s (0131:37UTC) era libertada a plataforma inercial do lançador e a T-5s (0131:41UTC) deu-se a recolha dos dois braços que fornecem os combustíveis criogénicos e a ignição dá-se às 0131:46UTC (T=0) e nos 2,8s seguintes os computadores verificaram a performance dos motores do primeiro estágio antes de entrarem em ignição os dois propulsores laterais de combustível sólido, o que acaba por acontecer às 0131:50,2UTC (T+4,2s). Os dispositivos que seguravam o foguetão à plataforma ELA-2 são abertos entre as 0131:50,4UTC (T+4,4s) e as 0131:50,6UTC (T+4,6s).

O lançador rapidamente se afastou da plataforma de lançamento e a T+30s (0132:16UTC) o Ariane já se havia colocado numa trajectória em direcção a Norte sobre o Oceano Atlântico. A T+1m (0132:46UTC) o Ariane atingia os 5,3 Km de altitude, a uma velocidade de 0,17 Km/s. A T+1m40s (0133:26UTC) foi concluída a separação dos dois propulsores sólidos que auxiliaram os quatro motores do primeiro estágio na fase inicial do voo. Os propulsores acabaram por cair no Oceano Atlântico enquanto os motores do primeiro estágio continuavam a sua queima.

A T+3m35s (0135:21UTC) deu-se a separação do primeiro estágio após o fim da queima dos seus motores. A ignição do segundo estágio tem lugar 10s mais tarde (0135:31UTC). A T+4m (0135:46UTC) o veículo encontrava-se a 124Km de altitude e a viajar a uma velocidade de 2,28 Km/s. A T+4m25s (0136:11UTC) separou-se a ogiva de protecção do SPOT-5, agora desnecessária.

Às 0136:56UTC (T+5m10s) o lançador encontrava-se a 223 Km de altitude e viajava a uma velocidade de 3,5 Km/s. A separação do segundo estágio ocorre às 0137:26UTC (T+5m40s) e a ignição do estágio criogénico ocorre às 0137:31UTC (T+5m45s).

O seguinte gráfico representa a variação de velocidade e de altitude:



22 de Abril de 2002 – O Ariane 42P é colocado na plataforma de lançamento ELA-2. Nesta imagem é visível que na parte superior do lançador falta a ogiva contendo o satélite e que é colocado posteriormente. Imagem: Arianespace.

A estação de rastreio localizada em St. Hubert, Canadá, começa a captar os sinais do Ariane a T+13m30s (0145:16UTC). A T+19m (0150:46UTC) chega a confirmação do final da queima do último estágio do Ariane a 810Km de altitude, tendo-se atingido a órbita terrestre.

O satélite SPOT-5 foi a 200ª carga transportada pelos lançadores Ariane e foi colocado numa órbita polar sincronizada

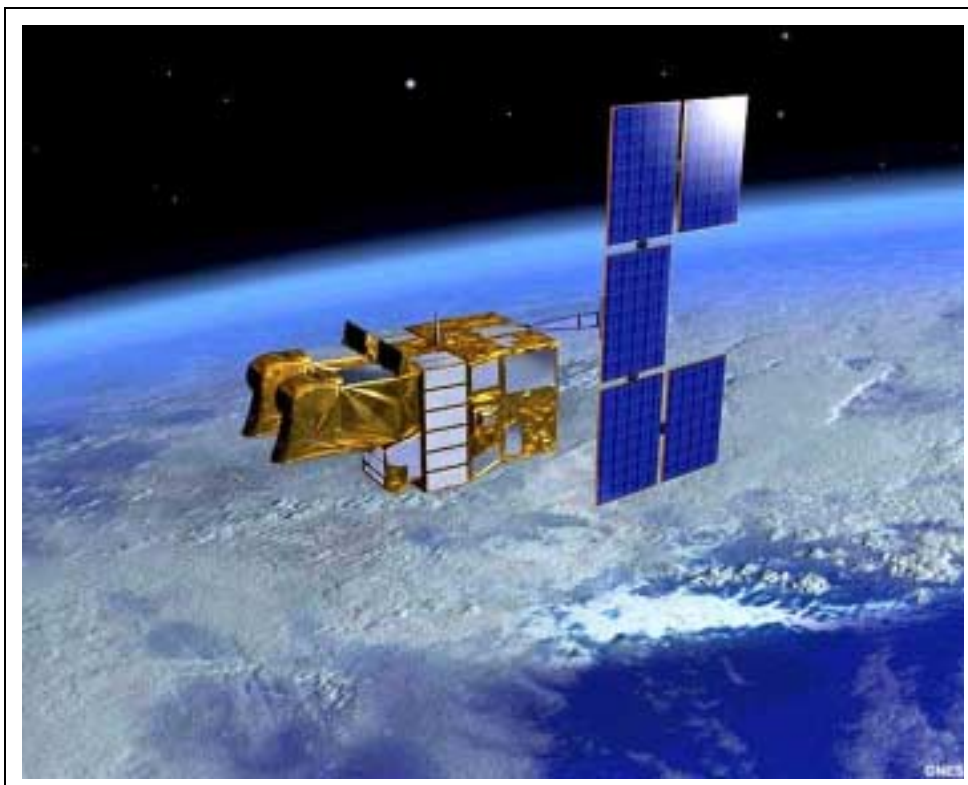
com o Sol. Construído pela Astrium para o CNES (*Centre National d'Études Spaciales*), o SPOT-5 terá como função observar a Terra ajudando na prevenção de catástrofes naturais, no planeamento de grandes cidades, defesa e gestão dos recursos terrestres, além de ajudar em áreas tão distintas como a agricultura, desenho de mapas e comunicações. O satélite deverá ter uma vida útil de cinco anos.

Com um peso de 3.030Kg o SPOT-5 é o veículo mais pesado desta série e apresenta muitos melhoramentos em relação aos seus antecessores, onde se realça o a câmara de obtenção de imagens estereoscópicas de alta resolução que permite a obtenção de duas imagens ao mesmo tempo por forma a se obter mapas digitais topográficos mais precisos. Também a bordo do SPOT-5 encontram-se dois dispositivos que permitem a obtenção de imagens com uma resolução de 2,5 metros a preto e branco ou 10 metros a cores. A vigilância das florestas está a cargo do Vegetation-2, que é uma câmara que fornece uma cobertura quase diária do coberto vegetal do planeta com uma resolução de 1Km.



4 de Maio de 2002 – A partir do Complexo ELA-2 em Kourou, era lançado o satélite SPOT-5 utilizando um foguetão Ariane 42P. Imagem: Arianespace.

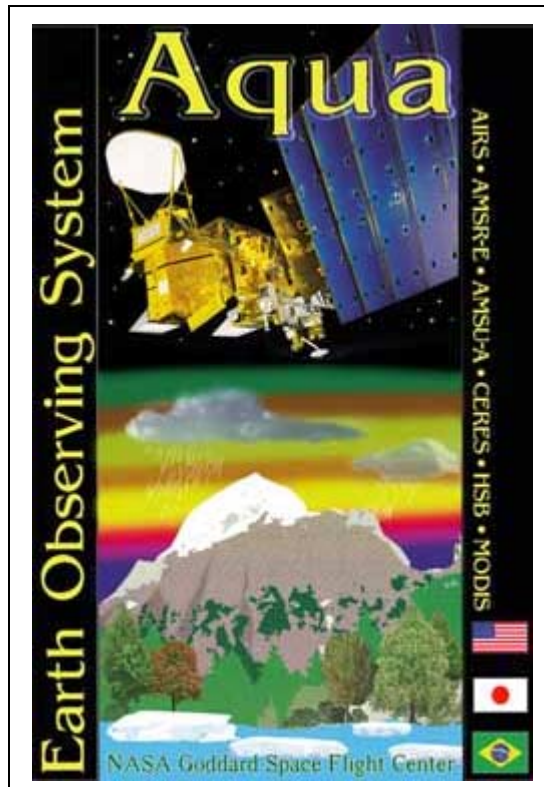
| Satélite | Desig. Int. | NORAD | Data Lançamento | Veículo Lançador  | Local Lançamento | Peso (Kg) |
|----------|-------------|-------|-----------------|-------------------|------------------|-----------|
| Spot-1   | 1986-019A   | 16613 | 22-Fev-86       | Ariane 1 (V16)    | Kourou, ELA1     | 1.830,00  |
| Spot-2   | 1990-005A   | 20436 | 22-Jan-90       | Ariane 40 (V35)   | Kourou, ELA2     | 1.870,00  |
| Spot-3   | 1993-061A   | 22823 | 26-Set-93       | Ariane 40 (V59)   | Kourou, ELA2     | 1.907,00  |
| Spot-4   | 1998-017A   | 25260 | 24-Mar-98       | Ariane 40 (V107)  | Kourou, ELA2     | 2.755,00  |
| Spot-5   | 2002-021A   | 27421 | 04-Mai-02       | Ariane 42P (V151) | Kourou, ELA2     | 3.030,00  |



Representação do satélite SPOT-5 em órbita terrestre. Imagem: CNES.

A bordo do último estágio do Ariane 42P seguiu um par de cargas que serão utilizadas pelos rádio-amadores. Designadas Idéfix, pertencem à AMSAT-France e têm um peso de 6Kg cada um. Estes pico-satélites permanecerão na plataforma ASAP no último estágio do Ariane e foram ligados no dia 14 de Maio, utilizando as suas baterias internas para o fornecimento de energia. A sua vida útil terá 40 dias e durante esse tempo transmitiram dados de telemetria e mensagens gravadas nas frequências de rádio.

O SPOT-5 recebeu a Designação Internacional 2002-021A e o número de catálogo orbital 27421, enquanto que o último estágio do Ariane, H10+, com a carga Idéfix recebeu a Designação Internacional 2002-021B e o número de catálogo orbital 27422.



#### 04 de Maio – Delta-2 7920-10L / Aqua

O lançamento do satélite Aqua marcou o 22º lançamento orbital de 2002 e o 563º lançamento orbital desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. O lançamento teve lugar desde a Plataforma W do Space Launch Complex 2 (SLC-2W).

O Aqua foi colocado em órbita pelo 102º foguetão Delta-2, sendo utilizada a versão 7920-10L de dois estágios auxiliados por nove propulsores laterais na base do primeiro estágio. Os foguetões Delta são construídos em Huntington Beach, Califórnia, sendo a montagem final realizada em Pueblo, Colorado.

A versão 7920-10L é composta por quatro partes principais: o primeiro estágio (que inclui o motor principal e nove propulsores laterais a combustível sólido), o inter-estágio (que faz a ligação física entre o primeiro e o segundo estágio), o segundo estágio e uma ogiva SCPF (*Stretched Composite Payload Fairing*) alongada (L) fabricada em materiais compósitos (de pouco mais de 3 metros de diâmetro, o que equivale a 10 pés).

O Delta 2 7920-10 atinge uma altura de 38,4 metros e tem um diâmetro de 2,4 metros (sem entrar em conta com os propulsores sólidos na base). No lançamento tem um peso de 230.000Kg e é capaz de desenvolver uma força de 359.340Kgf. É capaz de colocar uma carga de 5.089 Kg numa órbita baixa a 185Km de altitude ou então 1.818Kg numa trajetória para a órbita geossíncrona.

Os nove propulsores laterais são fabricados pela *Alliant Techsystems* e cada um pode desenvolver 45.500Kgf no lançamento.

O primeiro estágio (Delta Thor XLT-C) tem um peso bruto de 13.064Kg e um peso de 1.361Kg sem combustível. Tem um comprimento de 26,1 metros e um diâmetro de 2,4 metros. No vácuo produz uma força de 50.265Kgf, tendo um Ies de 274s e um tempo de queima de 64s. Está equipado com um motor RS-27C (uma câmara de combustão) que tem um peso de 1.091Kg, um diâmetro de 2,4 metros e uma altura de 3,8 metros. Consome LOX e querosene altamente refinado (RP-1).

O segundo estágio do Delta 2 (Delta K) tem um peso bruto de 6.905Kg e um peso de 808Kg sem combustível, tendo um comprimento de 5,9 metros e um diâmetro de 1,7 metros. No vácuo o seu motor Aerojet AJ10-118K (com um peso de 98Kg, um diâmetro de 1,7 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 4.425Kgf, tendo um Ies 318s e um tempo de queima de 444s. Consome N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> e Aerozine-50.

Representação artística do satélite Aqua em órbita terrestre. Imagem: NASA.





O Delta-2 pode ser configurado num lançador de dois ou três estágios consoante a necessidade dos satélites a colocar em órbita. A última versão do Delta-2, 7925, pode colocar 1.800Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O satélite Aqua representa o esforço da NASA no estudo do sistema global terrestre. Com os seus seis instrumentos, o Aqua irá fornecer informação detalhada, detalhes espaciais e frequências temporais de componentes vitais do sistema terrestre, permitindo assim aos cientistas o estudo das interacções entre os oceanos, a litosfera, a atmosfera e a biosfera.

O Aqua irá recolher informação acerca do ciclo da água, em particular informação sobre o vapor de água e nuvens na atmosfera terrestre, precipitação, humidade do solo, gelo glacial em terra e gelo glacial nos oceanos, cobertura de neve tanto em terra como no mar e distribuição da água na superfície dos oceanos, baías e lagos terrestres. Esta informação poderá ajudar os cientistas a quantificar o ciclo da água a nível global e examinar se este ciclo pode ou não estar a ser acelerado.

Para além dos estudos sobre a água, o Aqua irá também estudar o balanço da intensidade da radiação do Sol com a radiação produzida pela própria Terra. Permitirá também o estudo das pequenas partículas na atmosfera (aerossol) e detectar gases como o ozono, monóxido de carbono e metano na atmosfera, gases esses que contribuem para o aquecimento global ao contrário dos aerossóis que contribuem para um arrefecimento do planeta.

O Aqua irá permitir observar o coberto vegetal da superfície terrestre, além do fitoplacton e da matéria orgânica dissolvida nos oceanos, realizando a medição da temperatura no ar, terra e água. Todas estas medições irão contribuir para melhorar a compreensão científica das alterações que ocorrem no clima e o papel das interacções entre os vários elementos do sistema climático.

Um dos potenciais práticos mais interessantes que derivará da informação do Aqua, é a possibilidade de uma melhor previsão do clima. O Aqua transporta um sofisticado sistema de sondagem que permitirá a determinação das temperaturas atmosféricas no globo com uma precisão de 1°C em camadas atmosféricas de 1Km de espessura e situadas na troposfera. Esta é a camada mais baixa da atmosfera e estende-se entre 10Km a 15Km de altitude, dependendo da localização geográfica, e contém a maior parte do coberto de nuvens sobre o planeta. A antecipada precisão de 1°C ultrapassa em muito os actuais dados enviados pelos satélites em órbita e, em conjunto com os perfis de humidade, irá permitir um potencial melhoramento na previsão do clima. A NASA trabalha em conjunto com a NOAA (*National Oceanographic and Atmospheric Administration*) e com o Centro Europeu de Previsões do Clima, por forma a facilitar a incorporação dos dados do Aqua nos esforços globais de previsão do clima. O Aqua é também um projecto de colaboração entre a NASA, o Japão e o Brasil.

Os instrumentos do Aqua estão alojados num módulo do tipo AB-1200 fabricado pela TRW. O AB-1200 é um módulo que pode ser adaptado a futuras missões de monitorização remota, podendo ser modificado para alterar a calendarização das missões. O módulo é construído em materiais compósitos extremamente leves, permitindo assim o aumento da carga a transportar e baixando os custos de lançamento. A modularidade permite o fabrico e o teste em paralelo por forma a atingir os custos previstos. Os subsistemas do veículo são facilmente acessíveis como forma de facilitar o fabrico. A TRW está também a construir o satélite Aura que irá estudar o ozono da atmosfera terrestre, além da qualidade do ar e o clima do nosso planeta.

A forma como os instrumentos foram acomodados no Aqua, reflecte a experiência da TRW em mais de 550 veículos fabricados nos últimos 40 anos. O lado do veículo voltado para a superfície da Terra é dedicado somente aos instrumentos do satélite, aumentando assim os campos de visão. Todos os instrumentos estão fixos no satélite utilizando dispositivos de montagem simples, permitindo assim a sua integração conforme são recebidos na zona de montagem, evitando assim a calendarização nesta fase. Os sistemas electrónicos do veículo e os gravadores são estruturas modulares que facilmente acomodam os cada vez maiores requerimentos dos veículos.

No lançamento o Aqua tinha um comprimento de 6,49 metros, uma altura de 2,68 e uma largura de 2,49 metros. Estes valores alteram-se em órbita após a separação do último estágio do lançador, para 8,04 metros de comprimento, 4,81 metros de altura e 16,7 metros de largura.

O Aqua tinha um peso de 2.934Kg no lançamento, dos quais 1.750Kg correspondiam ao satélite, 1.082Kg correspondiam aos instrumentos a bordo e 102Kg ao combustível transportado. A propulsão do Aqua é feita utilizando quatro pares de motores que consomem Hidrazina que permitirá assim ao satélite uma vida útil de seis anos numa órbita polar sincronizada com o Sol.

Como já foi referido os Aqua transporta seis instrumentos que o ajudaram a estudar o sistema climático terrestre:

- **AMSR/E (*Advanced Microwave Scanning Radiometer-EOS*)** – Desenvolvido pela *Mitsubishi Electric Corporation* e patrocinado pela NASDA (*National Space Development Agency of Japan*), irá medir as propriedades das nuvens, fluxo da energia radiactiva, precipitação, humidade do solo, gelos nos mares,

coberto de neve, temperaturas da superfície dos mares e campos de ventos à superfície dos oceanos. Este instrumento permite observações através de 12 canais utilizando seis frequências entre os 6,9GHz e os 89GHz.

- **MODIS (*Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer*)** – Desenvolvido pela *Raytheon (Santa Barbara Remote Sensing)* e patrocinado pelo *Goddard Space Flight Center* da NASA, irá medir as propriedades das nuvens, fluxos de energia radiactiva, propriedades dos aerossóis, coberto terrestre e alterações na utilização das terras, dinâmica da vegetação, temperatura da litosfera, ocorrência de fogos florestais, efeitos de erupções vulcânicas, temperatura da superfície dos oceanos, cor dos oceanos, coberto de neve, humidade e temperatura atmosférica e quantidade de gelo nos mares. Este instrumento permite observações através de 36 bandas espectrais utilizando frequências entre os 0,4 $\mu$ m e os 14 $\mu$ m.
- **AMSU (*Advanced Microwave Sounding Unit*)** – Desenvolvido pela *Aerojet* e patrocinado pelo *Goddard Space Flight Center* da NASA, irá medir a humidade e temperatura atmosférica. Este instrumento permite observações através de 15 canais utilizando frequências entre os 50GHz e os 89GHz.
- **AIRS (*Atmospheric Infrared Sounder*)** – Desenvolvido pela *BAE SYSTEMS* e patrocinado pelo *Jet Propulsion Laboratory* da NASA, irá medir as propriedades das nuvens, fluxos de energia radiactiva, humidade e temperatura atmosférica e temperatura da litosfera e dos mares. Este instrumento permite observações simultâneas em mais de 2.300 canais espectrais utilizando frequências entre os 0,4 $\mu$ m e os 14 $\mu$ m e entre 3,4 $\mu$ m e os 15,4 $\mu$ m.
- **HSB (*Humidity Sounder for Brazil*)** – Desenvolvido pela *Matra Marconi Space* e patrocinado pelo *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)*, irá medir a humidade atmosférica. Este instrumento permite observações em 5 canais espectrais utilizando frequências entre os 150MHz e os 183MHz.
- **CERES (*Clouds and the Earth's Radiant Energy System*)** – Desenvolvido pela *TRW Space & Electronics Group* e patrocinado pela NASA, irá medir o fluxo de energia radiactiva da Terra. Este instrumento permite observações em dois sensores, um de onda curta (0,3 $\mu$ m a 5 $\mu$ m) e outro de onda larga (8 $\mu$ m a 12 $\mu$ m).

No dia 25 de Fevereiro, o satélite Aqua foi transportado desde o seu local de construção no *TRW Space Park*, em Redondo Beach, Califórnia, até à Base Aérea de Vandenberg. O transporte foi realizado por terra com escolta policial, enquanto que o Aqua estava alojado no interior de um contentor controlado termicamente. Após a chegada a Vandenberg, o Aqua foi submetido a uma série de testes no interior do *Integrated Processing Facility* situado no Complexo de Lançamentos n.º 6 (SLC-6) da base aérea. Esta instalação é dirigida comercialmente pela *Spaceport Systems International*, tendo sido construída como edifício de integração e preparação das cargas que deveriam ser lançadas pelo vaivém espacial a partir de Vandenberg.

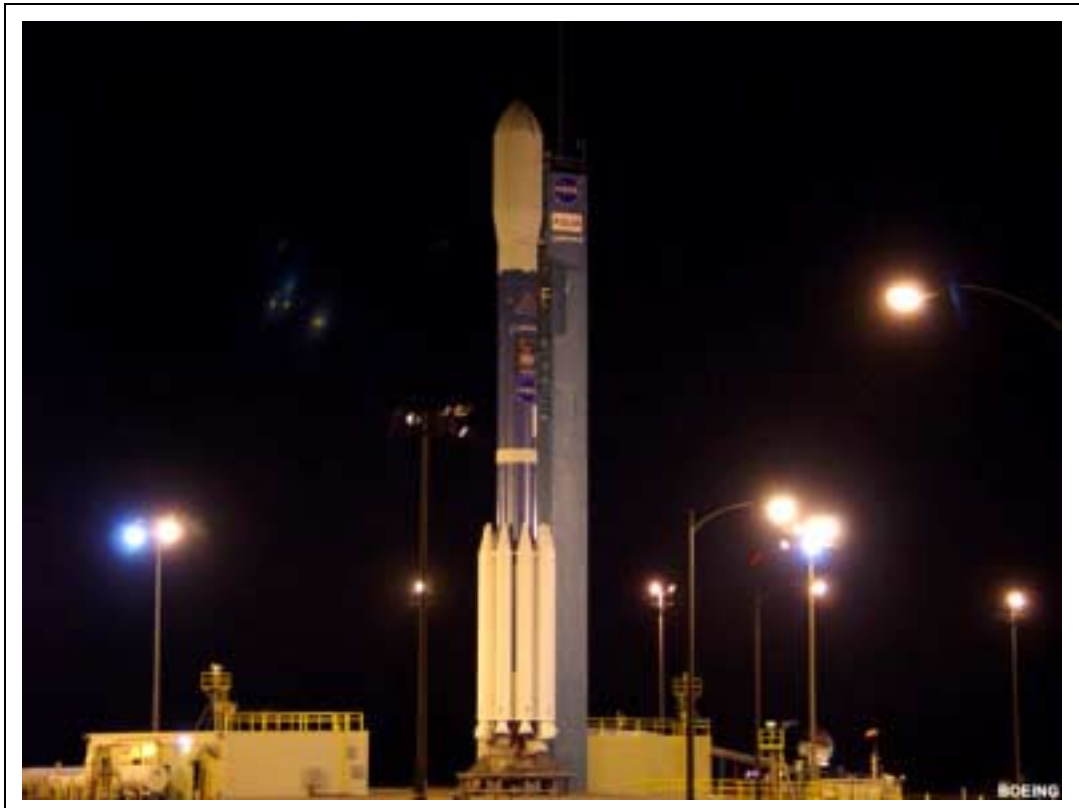
O lançamento do Aqua estava inicialmente previsto para ter lugar no dia 18 de Abril, tendo sido adiado para 2 de Maio e posteriormente para o dia 4 de Maio. Neste dia, às 0050UTC, dava-se a separação da torre de serviço móvel do SLC-2W do foguetão lançador. Esta torre é utilizada para a montagem do Delta-2 na plataforma de lançamento e permite a protecção do veículo da intempérie, além de permitir o acesso às diferentes áreas do foguetão durante a sua permanência na plataforma de lançamento situada na parte norte da base aérea.

Às 0554:58UTC (T-150m) a contagem decrescente entrava numa paragem programada de 60m, permitindo a análise da prontidão do lançador e do satélite por parte da equipa de controlo da missão. A contagem decrescente foi retomada às 0654:58UTC (T-150m) iniciando a *Terminal Countdown* após a denominada "*Man Stations for Terminal Count*" que anuncia a preparação para a fase final da contagem decrescente.

O início do abastecimento do primeiro estágio do Delta-2 teve lugar às 0719UTC. Durante a fase de abastecimento, cerca de 45.454 litros de querosene altamente refinado (RP-1) são bombeados a partir de depósitos de 68.180 litros situados perto da plataforma de lançamento. Este processo tem uma duração aproximada de 20m. Pelas 0739:57UTC era concluído o abastecimento do tanque de combustível do primeiro estágio do Delta-2, tendo sido bombeados 45.503 litros de RP-1. O processo de abastecimento divide-se em duas fases: o abastecimento rápido, no qual o querosene é bombeado livremente para o interior do depósito até atingir os 44.594 litros, e a partir desta fase entra-se no abastecimento lento, no qual uma válvula controla a entrada de combustível até atingir o volume final pretendido.

Às 0754UTC o oficial da Força Aérea dos Estados Unidos encarregue da monitorização das condições atmosféricas no local de lançamento, informava o centro de controlo que pela altura do lançamento (marcado para a as 0954:58UTC) a probabilidade de as condições atmosféricas serem desfavoráveis era de 0%. Assim, esperava-se nuvens estratificadas de 366 metros de altitude a 671 metros de altitude, com uma visibilidade de 8,0Km a 11,2Km, ventos de Norte de 4,3Km/h a 8,7Km/h e uma temperatura de 8,9°C.

Às 0806UTC o controlador de lançamento da Boeing dava luz verde para a preparação do abastecimento do tanque de oxigénio líquido do primeiro estágio que se iniciava às 0811UTC. O oxigénio líquido (LOX) a  $-183^{\circ}\text{C}$  encontra-se armazenado num tanque de 127.270 litros situado nas proximidades da plataforma de lançamento. O LOX é introduzido no Delta-2 através de um sistema de canalizações pela parte inferior do lançador. O abastecimento do LOX terminou às 0835:04UTC e teve uma duração de 23m33s. Durante o resto da contagem decrescente, o tanque de LOX tem de ser constantemente reabastecido devido ao facto de o oxigénio líquido se evaporar naturalmente.



A contagem decrescente entrava na sua segunda paragem às 0904:58UTC (T-20m). Esta paragem teve uma duração de 20m e teve como objectivo o permitir à equipa de controlo de voo resolver qualquer problema pendente ou então retomar qualquer actividade que se possa ter atrasado durante a contagem decrescente. Nesta altura os modelos de computador que se baseiam nas condições do vento e noutros factores, mostravam que os possíveis destroços ou nuvens tóxicas resultantes de uma explosão do lançador, permaneceriam afastados das áreas habitadas perto da Base Aérea de Vanbenberg e que os propulsores sólidos irão cair dentro das zonas de segurança após se separarem do lançador.

A contagem decrescente foi retomada às 0924:58UTC (T-20m) e às 0932UTC dava-se início à verificação dos receptores dos comandos de destruição do Delta-2 caso surgisse algo problema nos primeiros segundos do lançamento. Às 0936UTC era encerrada a abertura de ventilação do tanque de RP-1 do primeiro estágio do lançador e iniciava-se a sua pressurização. A contagem decrescente entrava na sua última paragem às 0940:58UTC (T-4m). Durante esta paragem de 10m os controladores verificaram todos os sistemas para o lançamento. Às 0949UTC o satélite Aqua iniciava a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia.

A contagem decrescente era retomada às 0951UTC (T-4m), enquanto que os sistemas do Delta-2 iniciavam a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia. A T-3m (0952UTC) eram armados os dispositivos de destruição do lançador e a T-2m30s (0952UTC) era dada a luz verde para o lançamento do Aqua.

Os ventiladores do tanque de oxigénio líquido do primeiro estágio do Delta-2 foram encerrados às 0953UTC (T-2m) e iniciava-se a sua pressurização em preparação do lançamento. Durante estes minutos finais eram visíveis as baforadas de vapor a saírem de uma válvula de estabilização à medida que a pressão de estabilizava no interior do tanque. A T-90s (0953UTC) os gravadores de telemetria nos diferentes pontos de recepção passaram a alta velocidade e a T-1m (0954UTC) o *Range Safety* informava que o lançamento podia prosseguir. Nesta altura a bomba hidráulica do segundo estágio do Delta-2 iniciou a utilização das suas fontes de energia interna após verificar que a pressão era aceitável e o tanque de oxigénio líquido encontrava-se cheio a 100%.

Às 0954UTC (T-30s) era activado o sistema de supressão das ondas sónicas na plataforma de lançamento e a T-2s (0954:56UTC) dava-se início à sequência de ignição. Nesta altura entravam em ignição os dois motores vernier do

primeiro estágio bem como o seu motor principal. A ignição dos seis propulsores sólidos dava-se a T=0s (0954:58,290UTC).



4 de Maio de 2002 – Lançamento do satélite Aqua a partir da Plataforma W do Space Launch Complex-2 da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Imagem: Boeing.

A T+20s (0955:18UTC) o Delta-2 já se havia orientado na sua trajectória em direcção a Sul e à órbita polar. O lançador viajava já a uma velocidade supersónica a T+35s (0955:33UTC) e a T+60s (0955:58UTC) entrava na zona de máxima pressão dinâmica (*MaxQ*). O fim da queima dos seis propulsores sólidos que haviam entrado em ignição no início do lançamento dava-se a T+1m05s (0956:03UTC). A separação destes propulsores só tem lugar quando o lançador entra na zona de segurança. Entretanto os restantes propulsores sólidos entram em ignição. A separação dos primeiros seis propulsores tem finalmente lugar às 0956:38UTC (T+1m40s) após o Delta-2 passar sobre uma zona petrolífera na costa da Califórnia. O final da queima e separação dos restantes três propulsores sólidos tem lugar a T+2m20s (0957:18UTC).

Às 0957:58UTC (T+3m) o lançador atinge uma altitude de 57,93Km a uma distância de 86,90Km da Base Aérea de Vandenberg e 30s mais tarde (0958:28UTC) atinge uma altitude de 74,03Km, viajando a uma velocidade de 11.586,96Km/h e a 170,59Km de Vandenberg.

O final da queima do primeiro estágio (MECO – *Main Engine Cut-Off*) tem lugar às 0959:28UTC (T+4m30s) seguida da separação do estágio. A confirmação da ignição do segundo estágio chega às 0959:38UTC (T+4m40s). A separação da ogiva de protecção do Aqua tem lugar às 0959:58UTC (T+5m).

Às 1000:48UTC (T+5m50s) o lançador atinge uma altitude de 131,96Km, a uma velocidade de 19.472,53Km/h e a uma distância de 685,56Km de Vandenberg. Às 1002:58UTC (T+8m) o segundo estágio do Delta-2 juntamente com o satélite Aqua ficavam fora do alcance da estação de rastreio de Vandenberg e os seus sinais de

telemetria começavam a ser recebidos por um navio denominado OTTR – *Ocean-going Transportable Test & Evaluation Resource*, que os retransmitia para a Base de Vandenberg.

O final da primeira queima do segundo estágio do Delta-2 tinha lugar às 1006:20UTC (T+11m22s). Nesta altura o veículo encontrava-se numa órbita preliminar em torno do planeta. A T+14m (1008:58UTC) o veículo ficava fora do alcance de recepção do OTTR localizado no Oceano Pacífico. O Delta-2 somente às 1026:58UTC (T+32m) ficou ao alcance da estação de rastreio de McMurdo perto do Pólo Sul. Nesta fase do voo o lançador dirige-se para Sul, sobrevoando a Antárctica antes de iniciar a sua viagem em direcção a Norte sobre o Oceano Índico e junto da costa de África.

Da telemetria recebida pelo OTTR verificou-se que a primeira queima do segundo estágio teve uma duração de 4s superior ao que estava programado. Este tempo superior de ignição serviu para que o segundo estágio pudesse compensar uma pequena incorrecção do primeiro estágio, tal como está programado para fazer.

Às 1028:58UTC (T+34m) o lançador e o satélite entravam no chamado “*BBQ mode*” no qual uma pequena rotação é imprimida no veículo por forma se conseguir um controlo térmico. A T+10m25s (1035:23UTC) o veículo ficava fora do alcance da estação de McMurdo, permanecendo fora do alcance de qualquer estação de rastreio até às 1046:58UTC (T+52m) quando os seus sinais de telemetria começaram a ser captados pela estação de rastreio de Hartebeesthoek, na África do Sul. Pouco depois uma outra estação de rastreio situada em Malindi, Quênia, também começou a receber os sinais do Delta-2. Ambas as estações observaram esta fase do voo e a estação de Malindi foi a única a receber os sinais que confirmariam a separação do Aqua do segundo estágio do Delta-2.

A segunda ignição do segundo estágio do Delta-2 inicia-se a T+54m02s (1049:00UTC) e termina às 1049:19UTC (T+54m21s). Esta ignição teve por objectivo elevar e circularizar a órbita antes da separação do Aqua. Os parâmetros orbitais atingidos foram os seguintes: apogeu 597,21Km, perigeu 586,75Km e inclinação orbital de 98,16° em relação ao equador terrestre.

Às 1052:58UTC (T+58m) o segundo estágio iniciava as manobras por forma a coloca-lo na atitude correcta antes da separação do Aqua. Às 1053:58UTC (T+59m) separava-se a braçadeira na base do satélite e às 1054:28UTC (T+59m30s) separavam-se as presilhas que mantinham o Aqua preso ao segundo estágio do Delta-2. A separação do satélite foi realizada utilizando um sistema de hélio no segundo estágio que lentamente se afastou do satélite, em vez do usual sistema de molas que empurravam o satélite para longe do último estágio do lançador. A separação entre os dois veículo é confirmada às 1054:38UTC (T+59m40s).

Após a separação os painéis solares do Aqua demoraram 20m a se colocarem na sua posição definitiva com a NASA a anunciar o bom estado do satélite às 1140UTC.

O Aqua recebeu a Designação Internacional 2002-022A e o número de catálogo 27424.

## **7 de Maio - 8K82K Proton-K DM3 / DirecTV-5**

O 23º lançamento orbital do ano foi realizado pelo majestoso lançador 8K82K Proton-K, colocando em órbita o satélite DirecTV-5. O lançamento ocorreu a 7 de Maio a partir da Plataforma 24 do Complexo 81 (LC81-24) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, no Cazaquistão. Este foi o 1.202º lançamento orbital realizado desde o Cosmódromo de Baikonur.

Esta foi a quarta missão da ILS-*Internacional Launch Services* em 2002, sendo a 23ª missão a utilizar o lançador Proton desde a sua formação. Esta foi também a 292ª missão para um lançador desta família.

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 tem vindo a demonstrar uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais.

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 pudesses colocar grandes 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 Khrunichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos).

Utilizando o estágio Block DM3 (11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM3 tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460 Kg. É capaz de colocar uma carga de 2.500 Kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 Kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM3 (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

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<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

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<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/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<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH.

O quarto estágio, 11S861-01 (versão comercial designada Block DM3), tem um peso bruto de 18.650 Kg e uma massa de 2.650 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 Kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com

um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 Kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 Kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Uma versão deste motor chegou a ser desenvolvida como motor de orientação orbital para o vaivém espacial Buran.

Este último estágio foi inicialmente desenvolvido como Block DM-2M (11S861-01). As versões comerciais foram desenvolvidas como o Block DM3, com o adaptador Saab para colocação em órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo Hughes HS-601, e como Block DM4 para lançamento para a órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo FS-1300. Este estágio possui uma unidade independente de orientação e foi originalmente desenvolvido para colocar em órbita geossíncrona veículos militares. O estágio tem a capacidade de colocar em órbita carga mais pesadas do que o estágio 11S861 ao utilizar como combustível um tipo de querosene de alta performance conhecido como Sintin.

O primeiro lançamento do 8K82K Proton-K DM3 teve lugar a 8 de Abril de 1996, quando o veículo 390-01 DM3 n.º 1L colocou em órbita o satélite de comunicações Astra-1F (23842 1996-021A). O primeiro desaire com este lançador deu-se a 24 de Dezembro de 1997 quando o veículo 394-01 DM3 n.º 5L deixou o satélite de comunicações Asiasat-3 (25126 1997-086A) na órbita de transferência para a órbita geossíncrona devido a uma falha no estágio DM3. Desde o seu primeiro lançamento já foram utilizados 19 veículos deste tipo, o que nos leva a uma taxa de sucesso de 94,74%.

| Data         | Lançamento | N.º Série | Local Lançamento | Plataforma    | Satélites                        |
|--------------|------------|-----------|------------------|---------------|----------------------------------|
| 20-Mai-1999  | 1999-027   | 396-02    | GIK-5 Baikonur   | LC81L         | Nimiq-1 (99-027A / 25740)        |
| 18-Jun.-1999 | 1999-033   | 397-02    | GIK-5 Baikonur   | LC81L         | Astra 1H (1999-033A / 25785)     |
| 27-Set-1999  | 1999-053   | 398-02    | GIK-5 Baikonur   | LC81L         | LMI-1 (1999-053A / 25924)        |
| 12-Fev-2000  | 2000-011   | 399-02    | GIK-5 Baikonur   | LC81L         | Garuda-1 (2000-011A / 26089)     |
| 30-Jun.-2000 | 2000-035   | 400-01    | GIK-5 Baikonur   | LC81R         | Sirius-1 (2000-035A / 26390)     |
| 05-Set-2000  | 2000-051   | 400-02    | GIK-5 Baikonur   | LC81L         | Sirius-2 (2000-051A / 26483)     |
| 01-Out-2000  | 2000-059   | 401-01    | GIK-5 Baikonur   | LC81L         | GE-1A (2000-059A / 26554)        |
| 21-Out-2000  | 2000-067   | 402-01    | GIK-5 Baikonur   | LC81-23 (81L) | GE 6 (2000-067A / 26580)         |
| 30-Nov-2000  | 2000-077   | 402-02    | GIK-5 Baikonur   | LC81-23 (81L) | Sirius-3 (2000-077A / 26626)     |
| 30-Mar-2002  | 2002-016   | 406-01    | GIK-5 Baikonur   | LC81-23 (81L) | Intelsat-903 (2002-016A / 27403) |
| 07-Mai-2002  | 2002-023   |           | GIK-5 Baikonur   | LC81-24 (81R) | DirecTV-5 (2002-023A / 27426)    |



Integração do satélite DirecTV-5 no estágio Block DM3 do lançador 8K82K Proton-K. Imagem: SPACE.com/ILS.

O satélite de comunicações DirecTV-5 foi construído à vários anos pela Space Systems/Loral, Palo Alto – Califórnia, e então era designado Tempo FM-1, pertencendo ao sistema de retransmissão directa PrimeStar, já inactivo. Tendo um peso de 3.640 Kg, é baseado na plataforma Loral-1300 e está equipado com 32 repetidores em banda-Ku, devendo ter uma vida operacional de 12 anos. O DirecTV-5 fornecerá serviços para os Estados Unidos, Havaí e Alasca, retransmitindo sinais de televisão directamente para a casa dos assinantes do serviço, sendo o sétimo satélite da constelação em órbita terrestre.

Nesta missão o lançador Proton tinha um peso de 691.272Kg, incluindo a sua carga, com uma altura de 57,2 metros e a sua ogiva tinha um diâmetro de 4,35 metros.

Este satélite estava originalmente destinado a ser colocado em órbita por um foguetão Atlas-2AS a partir do Cabo Canaveral. No entanto, e devido a

diversos atrasos e modificações no satélite, a ILS decidiu utilizar um Proton para colocar em órbita o DirecTV-5, demonstrando assim a sua flexibilidade. A alteração entre veículos lançadores permitiu que o DirecTV-5 fosse lançado mais cedo do que estava previsto, no entanto um problema registado com um satélite construído pela Loral e que já se encontrava em órbita, levou ao adiamento do lançamento por forma a que o DirecTV-5 não viesse a sofrer dos mesmos

problemas. Após a resolução desses problemas, o satélite foi transportado para Baikonur e estava pronto para o lançamento a 6 de Maio. Porém, um problema com o equipamento de suporte em terra levou a mais um ligeiro adiamento.

| Nome                | Desig. Int. | NORAD | Data Lançamento | Veículo Lançador   | Local Lançamento        |
|---------------------|-------------|-------|-----------------|--------------------|-------------------------|
| DirecTV-1 (DBS-1)   | 1993-078A   | 22930 | 18-Dez-93       | Ariane 44L (V62)   | Kourou, ELA-2           |
| DirecTV-2 (DBS-2)   | 1994-047A   | 23192 | 03-Ago-04       | Atlas-2A (AC-107)  | C.C.A.F.S., SLC-36A     |
| DirecTV-3 (DBS-3)   | 1995-029A   | 23598 | 08-Jun-95       | Ariane 42P (V74)   | Kourou, ELA-2           |
| DirecTV-6 (Tempo-2) | 1997-011A   | 24748 | 08-Mar-97       | Atlas-2A (AC-128)  | C.C.A.F.S., SLC-36A     |
| DirecTV-1R          | 1999-056A   | 25937 | 10-Out-99       | 11K77 Zenit-3SL    | Odyssey                 |
| DirecTV-4S          | 2001-052A   | 26985 | 27-Nov-01       | Ariane 44LP (V146) | Kourou, ELA-2           |
| DirecTV-5 (Tempo-1) | 2002-023A   | 27426 | 07-Mai-02       | 8K82K Proton-K DM3 | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |



Dois aspectos do processamento do foguetão 8K82K Proton-K DM3 antes do seu transporte para a Plataforma 23 do Complexo de Lançamentos 81 em Baikonur. De notar o controlo térmico na ogiva que alberga o satélite DirecTV-5. Imagens: Rosaviakosmos.



O foguetão 8K82K Proton-K DM3 já colocado na Plataforma LC81-23 em Baikonur. Imagem: ILS.

Como já foi referido a primeira tentativa de lançamento teve lugar a 6 de Maio, tendo sido abortada a T-2m30s (1658UTC). O lançamento foi adiado por 24 horas e no dia seguinte tudo correu normalmente.

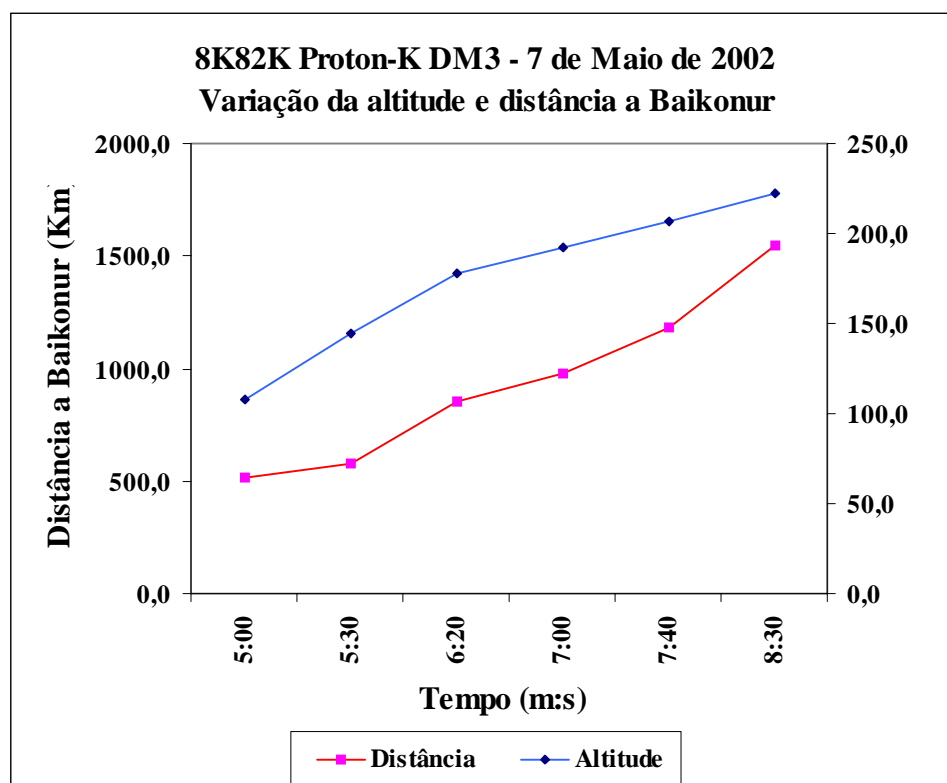
Às 1600UTC (T-1h) do dia 7 de Maio, os quatro estágios do Proton já se encontravam abastecidos e prontos para o lançamento. Na Plataforma 24 do Complexo 81 (LC81-24 / LC81R), a torre de serviço foi afastada do lançador em preparação para a fase final da contagem decrescente. A T-25m (1635UTC) a contagem decrescente encontrava-se sobre o controlo dos computadores após a actualização do computador de orientação do veículo.

A verificação final dos três primeiros estágios do lançador teve lugar às 1655UTC (T-5m) e às 1656UTC (T-4m) dava-se luz verde ao sequenciador de lançamento para prosseguir a contagem decrescente. Às 1657UTC (T-3m) o Proton começava a utilizar as suas fontes internas de energia e às 1658UTC (T-2m) verificava-se o estado do Block DM3.

A T-2,5s (1700UTC) foi enviado o comando de ignição dos seis motores do primeiro estágio do Proton, que entraram em funcionamento a T-1,6s atingindo 40% da potência total. A T=0s os motores atingiam 100% da potência e a confirmação foi enviada a T+0,57s.

A T+30s (1700UTC) o veículo já terminara a sua manobra de orientação colocando-se na trajectória devida com todos os motores a funcionar normalmente. A T+50s (1700UTC) o Proton atingia os 6Km de altitude e aproximava-se do período de máxima pressão dinâmica.

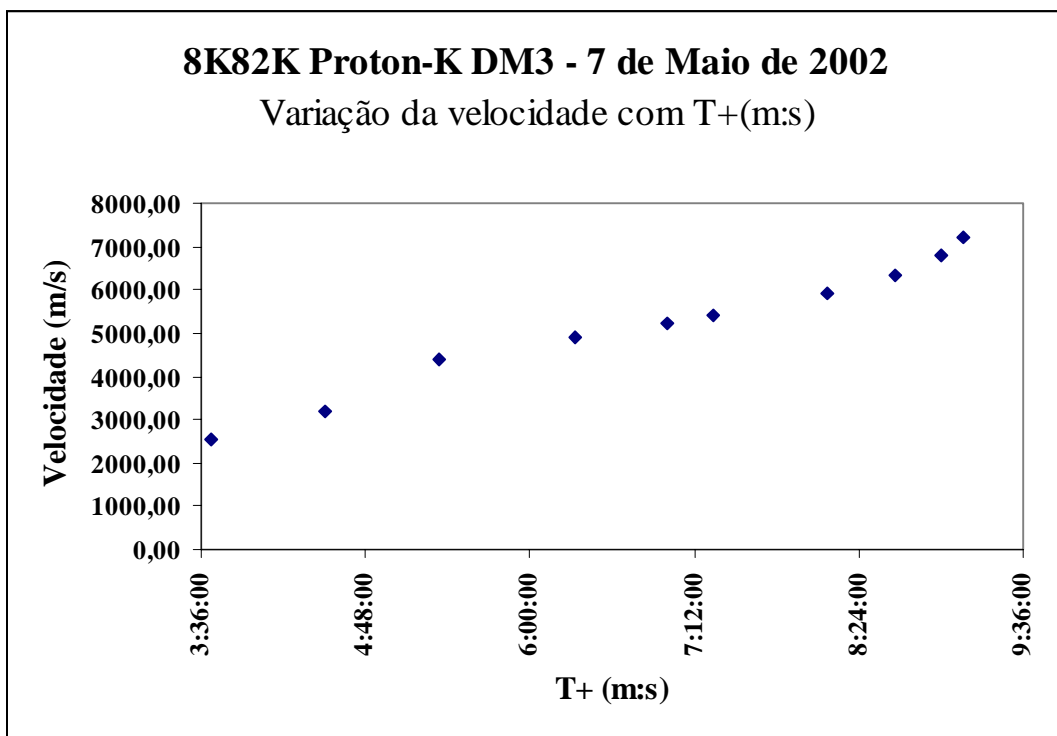
A evolução do voo no que diz respeito à variação de altitude do lançador e a sua distância em relação a Baikonur é demonstrada no Gráfico 1 e a variação de velocidade é demonstrada no Gráfico 2. De salientar que às 1702UTC (T+2m15s) dava-se a ignição dos quatro motores RD-0210 do segundo estágio após o final da queima do primeiro estágio e respectiva separação. A T+2m50s (1702UTC) o lançador encontrava-se a 60,4Km de altitude, atingindo os 76,5Km de altitude a T+3m (1703UTC). Os 100Km de altitude eram atingidos a T+4m27s (1704UTC). Às 1706UTC (T+6m05s) dava-se a separação do segundo estágio após o final da sua queima e ignição do terceiro estágio. A ogiva de protecção do DirecTV-5 separava-se do terceiro estágio às 1706UTC (T+6m10s).



A confirmação do final da queima do terceiro estágio tinha lugar às 1710UTC (T+10m) e o estágio separava-se do Block DM3 que atingira a órbita terrestre. A órbita atingida tinha os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 245Km, perigeu 198Km e inclinação orbital 51,61° em relação ao equador terrestre.

A primeira ignição do Block DM3 teve lugar a T+73m54s (1813UTC) e teve como objectivo elevar a uma das extremidades da órbita inicial até aos 35.856Km de altitude no apogeu, ficando o perigeu a 202Km de altitude. A segunda queima teve lugar às 2310UTC (T+6h10m) e serviu para elevar o perigeu ao mesmo tempo de diminuía a inclinação orbital, ficando assim com um apogeu de 35.786Km de altitude, perigeu de 6.600Km de altitude e inclinação orbital de 17,60° em relação ao equador terrestre. A separação entre o Block DM3 e o DirecTV-5 deu-se a T+6h31m58s (2331UTC). O satélite irá utilizar o seu motor R-4D para elevar o perigeu da sua órbita até à órbita de Clark ou geostacionária.





O DirecTV-5, que será colocado sobre o equador terrestre a 119° longitude Oeste, irá substituir o satélite DirecTV-6 / Tempo FM-2 (24748 1997-011A) que irá agora servir como veículo de reserva em órbita. O DirecTV-6 / Tempo FM-2 foi lançado a 8 de Março de 1997 por um foguetão Atlas-2A (AC-128) desde o Complexo LC36A de Cabo Canaveral.

O DirecTV-5 recebeu a Designação Internacional 2002-023A e o número de catálogo orbital 27426.



7 de Maio de 2002 – Lançamento do satélite de comunicações DirecTV-5 por um foguetão 8K82K Proton-K DM3 a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Na imagem de baixo vê-se um anel de fumo produzido na separação entre o primeiro e o segundo estágio do Proton. Imagens: ILS.



## 15 de Maio – CZ-4B Chang Zheng-4B / Hai Yang-1; Feng Yun-1D

O segundo lançamento chinês de 2002 marca também o 24º lançamento orbital do corrente ano. Lançado a partir do Complexo Espacial de Taiyuan, Província de Shanxi, um foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B colocou em órbita os satélites Hai Yang-1 e Feng Yun-1D. Este foi o quarto lançamento do foguetão CZ-4B e teve lugar às 0150UTC do dia 15 de Maio, sendo o 25º lançamento consecutivo com sucesso para os foguetões Chang Zheng desde Outubro de 1996.

O foguetão lançador CZ-4B Chang Zheng-4B é um veículo a três estágios que consomem combustíveis hipergólicos. No fundo o CZ-4B é uma versão melhorada do lançador CZ-4A Chang Zheng-4A, no qual o terceiro estágio foi melhorado bem como a ogiva de protecção da carga a transportar. Tendo um comprimento de 45,8 metros e um diâmetro de 3,4 metros, o CZ-4B é capaz de colocar 2.800 Kg numa órbita terrestre sincronizada com o Sol a 900Km de altitude. No lançamento desenvolve uma força de 302.000 Kgf e tem um peso de 249.200 Kg. Em português “Chang Zheng” significa Longa Marcha.

O primeiro estágio tem um comprimento de 24,7 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 192.700Kg, pesando 9.500Kg sem combustível. Desenvolve 332.952Kgf no vácuo, tendo um Ies de 289s (Ies-nm de 259s) e um Tq de 170s. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH.

O segundo estágio tem um comprimento de 10,4 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 39.550Kg, pesando 4.000Kg sem combustível. Desenvolve 84.739Kgf no vácuo, tendo um Ies de 295s (Ies-nm de 260s) e um Tq de 135s. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH.

Por fim, o terceiro estágio tem um comprimento de 1,9 metros, um diâmetro de 2,9 metros e um peso bruto de 15.150Kg, pesando 1.000Kg sem combustível. Desenvolve 10.280Kgf no vácuo, tendo um Ies de 303s (Ies-nm de 260s) e um Tq de 400s. Está equipado com um motor YF-40 que consome N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH.

A série de lançadores CZ-4 foi projectada após o desenvolvimento do foguetão FB-1 Feng Bau-1 e utilizando os dois primeiros estágio do foguetão CZ-3 Chang Zheng-3. O terceiro estágio do CZ-4 foi projectado para poder colocar satélites em órbitas sincronizadas com o Sol ou em órbitas geostacionárias. O desenvolvimento dos CZ-4 foi iniciado em março de 1982 e teve como objectivo o lançamento dos satélites meteorológicos na série Feng Yun.

O primeiro lançamento do CZ-4B teve lugar a 10 de Maio de 1999 desde o Complexo de Lançamentos LC1 do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan. Neste lançamento o CZ-4B CZ4B-1 colocou em órbita os satélites Feng Yun-1C (25730 1999-025A) e Shi Jian-5 (25731 1999-025B). Dos quatro lançamento realizados até à presente data todos foram feitos com sucesso dando uma taxa de fiabilidade de 100% ao Chang Zheng-4B.

| Lançamento | Veículo lançador      | Data de Lançamento | Local de Lançamento | Plataforma | Satélites                                                             |
|------------|-----------------------|--------------------|---------------------|------------|-----------------------------------------------------------------------|
| 1999-025   | Chang Zheng 4B CZ4B-1 | 10-Mai-99          | Taiyuan, SLC        | LC1        | Feng Yun-1C<br>(25730/1999-025A)<br>Shi Jian-5<br>(25731/1999-025B)   |
| 1999-057   | Chang Zheng 4B CZ4B-2 | 14-Out-99          | Taiyuan, SLC        | LC1        | Zi Yuan-1 CBERS-1<br>(25940/1999-057A)<br>SACI-1<br>(25941/1999-057B) |
| 2000-050   | Chang Zheng 4B CZ4B-3 | 01-Set-00          | Taiyuan, SLC        | LC1?       | Zi Yuan-2<br>(26481/2000-050A)                                        |
| 2002-024   | Chang Zheng 4B CZ4B-4 | 15-Mai-02          | Taiyuan, SLC        | LC1?       | Feng Yun-1D<br>(02-024A/27430)<br>Hai Yang-1<br>(02-024B/27431)       |

O satélite Hai Yang-1 tem como objectivo o estudo dos oceanos da Terra (“Hai Yang” significa Oceano) por detecção remota. A construção do Hai Yang foi anunciada pela administração chinesa para o estudo dos oceanos em Agosto de 2000, afirmando também que seria lançado um satélite desta série em cada dois anos durante a década seguinte. O Hai Yang-1 tem um comprimento de 1,2 metros, uma altura de 1,1 metros e uma largura de 1,1 metros, pesando 360Kg. A vida útil do satélite deverá rondar os dois anos.

O Hai Yang-1 deveria ter sido lançado em Maio de 2001, tendo sido anunciado em Janeiro de 2001 que o seu lançamento seria adiado para o mês de Julho do ano passado. Posteriormente, e devido a atrasos não especificados, o lançamento foi sucessivamente atrasado para 2002.

A informação obtida por este satélite irá ajudar na exploração dos recursos biológicos, piscatórios e geológicos nas águas costeiras da China e dos oceanos, além de auxiliar na monitorização da poluição e na prevenção de desastres

nos mares. Estão também planeados vastos estudos oceanográficos. Os cientistas chineses irão utilizar o Hai Yang-1 para estudar a topografia marinha nas águas mais baixas, além de estudarem a distribuição dos cardumes e das algas marinhas; as marés vermelhas nas áreas costeiras; os ciclones tropicais e os fenómenos relacionados com o *El Niño*, tais como a alteração na corrente marinha ao longo da costa Este da Ásia. O estudo desta alteração da corrente é extremamente importante pois tal alteração entre a corrente quente de Kuroshio, que trás água quente do Equador para o pólo, e a corrente fria de Oyashio, que trás água fria em direcção a Sul, pode devastar as indústrias piscatórias da Coreia e do Japão. Esta alteração que altera os padrões oceânicos, afecta também a produção de arroz na China e nos seus vizinhos asiáticos com uma população crescente que requer um maior abastecimento de arroz.



15 de Maio de 2002 – Lançamento do foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B a partir de Taiyuan. O CZ-4B colocaria dois satélites em órbita terrestre. Imagem: Xinhua.

Como apoio ao novo programa oceanográfico, a China construiu mais duas estações de rastreio localizadas em Beijing e em Sanya, localizada na costa Sul da Ilha de Hainan, no Sul do Mar da China.

O Hai Yang-1 utilizou uma plataforma de satélite denominada CAST968B e desenvolvida pela Academia Chinesa de Tecnologia Espacial. Esta é uma das três principais plataformas desenvolvidas pela Academia e utilizadas na construção de satélites. A CAST968B é estabilizada nos três eixos de orientação e foi desenvolvida a partir do satélite Shi Jian-5 colocado em órbita a 10 de Maio de 1999.

O Hai Yang-1 transmite os seus dados em banda-X, mas as transmissões em tempo real estão limitadas às observações realizadas no noroeste do Oceano Pacífico (áreas de Bo Hai, Huang Hai, Nan Hai e Mar do Japão).

O satélite está equipado com um pequeno sistema de propulsão para manutenção da órbita do satélite e com um sistema GPS para localização espacial. O principal instrumento do Hai Yang-1 é o OCTS-*Ocean Colour and*

*Temperature Scanner*, que foi pela primeira vez testado em terra entre 15 de Outubro e 3 de Novembro de 2000. As observações do OCTS serão coordenadas pelo Instituto de Pesquisa Oceanográfica e Tecnológica da Administração Oceanográfica Chinesa, localizado em Tianjin, Província de Hebei. Os testes foram realizados em Huang Hai por forma a realizar uma calibração radiométrica simulada do sensor de infravermelhos do aparelho. A bordo do Hai Yang-1 também segue uma câmara CCD para observação dos mares.

O satélite Feng Yun-1D é um satélite meteorológico da primeira geração e tem um peso de 428Kg. O Feng Yun-1D terá como objectivo, além de auxiliar na previsão e estudo dos fenómenos atmosféricos, estudar os Rios Amarelo, Pérola e Yangtze, além de recolher dados para auxiliar na previsão e prevenção das tempestades de areia nas regiões desérticas da China.

| Nome                   | Desig. Int. | NORAD | Data Lançamento | Veículo Lançador              | Local Lançamento |
|------------------------|-------------|-------|-----------------|-------------------------------|------------------|
| Feng Yun-1A (China-24) | 1988-080A   | 19467 | 06-Set-88       | CZ-4A / Chang Zheng-4 CZ4A-1  | Taiyuan, SLC LC1 |
| Feng Yun-1B (China-28) | 1990-081A   | 20788 | 06-Set-90       | CZ-4A / Chang Zheng-4 CZ4A-2  | Taiyuan, SLC LC1 |
| Feng Yun-2A            | 1997-029A   | 24834 | 10-Jun-97       | CZ-3 / Chang Zheng-3 CZ3-12   | Xichang, LC1     |
| Feng Yun-1C            | 1999-025A   | 25730 | 10-Mai-99       | CZ-4B / Chang Zheng-4B CZ4B-1 | Taiyuan, SLC LC1 |
| Feng Yun-2B            | 2000-032A   | 26382 | 25-Jun-00       | CZ-3 / Chang Zheng-3 CZ3-13   | Xichang, LC1     |
| Feng Yun-1D            | 2002-024B   | 27431 | 15-Mai-02       | CZ-4B / Chang Zheng-4B CZ4B-2 | Taiyuan, SLC LC1 |

Após o lançamento, a separação entre o primeiro e o segundo estágio deu-se a T+6m e a ignição do terceiro estágio deu-se a 860Km de altitude. Os dois satélites foram colocados numa órbita polar com um apogeu a 883Km de altitude, um perigeu a 851Km de altitude e uma inclinação orbital de 98,8° em relação ao equador terrestre. Seis dias após o lançamento o satélite Hai Yang-1 iniciou uma série de manobras por forma abaixar a sua órbita, ficando com um apogeu a 799Km de altitude e um perigeu a 793Km de altitude. O último estágio do foguetão lançador CZ-4B ficou numa órbita com um apogeu a 883Km de altitude e um perigeu a 812Km de altitude.

O satélite Hai Yang-1 recebeu a Designação Internacional 2002-024A e o número de catálogo 27430, por seu lado o satélite Feng Yun-1D recebeu a Designação Internacional 2002-024B e o número de catálogo 27431.

## 28 de Maio – Shaviyt-1 / ‘Ofeq-5

O tão antecipado lançamento israelita finalmente teve lugar a 28 de Maio naquele que foi o 25º lançamento orbital de 2002. Um foguetão Shaviyt-1 colocou em órbita terrestre o satélite de observação militar ‘Ofeq-5, a partir da base de lançamentos de Palmachin. O lançamento teve lugar às 1525UTC.



A base de Palmachin está localizada a 31,9° de latitude Norte e a 34,7° de longitude Este, a Sul de Tel Aviv. Esta base serve para testar os diversos mísseis desenvolvidos por Israel, além de servir de local de lançamento do foguetão Shaviyt. Os lançamentos orbitais são realizados sobre o Mar Mediterrâneo por forma a evitar que em caso de acidente os destroços do lançador e da sua carga caíam em mãos de países árabes. Em resultado, os satélites são colocados em órbitas retrógradas com uma inclinação mínima de 142° e uma inclinação máxima de 144° em relação ao equador terrestre.

O foguetão Shaviyt-1 deriva do míssil Jericho-II e aparentemente é muito idêntico ao lançador sul-africano RSA-3. É um lançador a três estágios de combustível sólido, sendo capaz de colocar 160Kg numa órbita a 185Km de altitude. Tem um comprimento total de 15,0 metros, um diâmetro de 1,3 metros e um peso de 23.430Kg. No lançamento desenvolve uma força de 42.080Kgf.

O primeiro estágio tem um comprimento de 5,4 metros, um diâmetro de 1,3 metros e uma envergadura de 2,3 metros. Tem um peso bruto de 10.215Kg e um peso de 1.100Kg sem combustível, tendo um Ies no vácuo de 263s e um Tq de 52s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido que desenvolve uma força de 51.000Kgf no vácuo e tem um Tq de 53s, tendo um Ies de 273s.

O segundo estágio tem um comprimento de 4,9 metros e um diâmetro de 1,3 metros. Tem um peso bruto de 10.971Kg e um peso de 1.771Kg sem combustível, tendo um Ies no vácuo de 275s e um Tq de 52s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido que desenvolve uma força de 53.000Kgf no vácuo e tem um Tq de 48s, tendo um Ies de 284s.

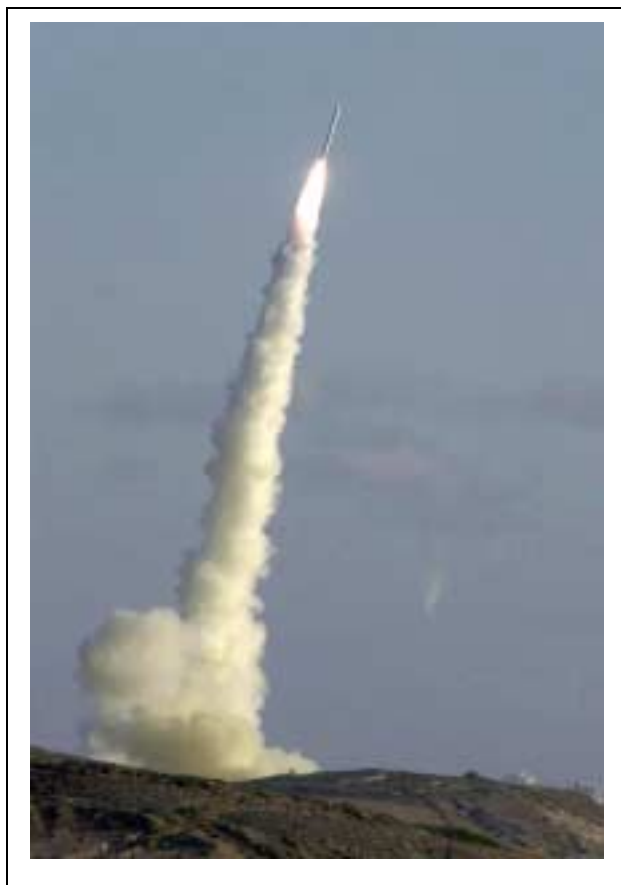
Finalmente, o terceiro estágio tem um comprimento de 2,1 metros e um diâmetro de 1,3 metros. Tem um peso bruto de 2.048Kg e um peso de 170Kg sem combustível, tendo um Ies no vácuo de 298s e um Tq de 94s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido que desenvolve uma força de 5.300Kgf no vácuo e tem um Tq de 105s, tendo um Ies de 292s.

O primeiro lançamento orbital de um foguetão Shaviyt-1 teve lugar a 19 de Setembro de 1988, colocando em órbita o satélite ‘Ofeq-1. Por outro lado o primeiro desaire deste lançador ocorreu a 22 de Janeiro de 1998, quando devido a um problema com o segundo estágio do lançador, o satélite ‘Ofeq-D mergulhou nas águas do Mediterrâneo. Assim, o Shaviyt-1 tem uma taxa de sucesso de 80%. No entanto convém dizer que esta é uma questão que fica em aberto pois segundo o analista Philip Clark, da *Molniya Space Consultancy*, deverão ter ocorrido dois acidentes com o lançador Shaviyt no terceiro trimestre de 1991 e no segundo ou terceiro trimestre de 1993, havendo mesmo referências em Israel à tentativa de lançamento de dois satélites utilizando um míssil Jericho. Como não existem fontes seguras que possam confirmar a ocorrência ou não destes acidentes, é minha convicção de tais acidentes possam ter ocorrido mas que não tenham envolvido o lançador Shaviyt mas sim o míssil Jericho-II.

| Lançamento     | Data      | Local Lançamento | Plataforma | Veículo   | Carga                     |
|----------------|-----------|------------------|------------|-----------|---------------------------|
| 1988-087       | 19-Set-88 | Palmachin        | ???        | Shaviyt-1 | 'Ofeq-1 (19519 1988-087A) |
| 1990-027       | 3-Abr-90  | Palmachin        | ???        | Shaviyt-1 | 'Ofeq-2 (20540 1990-027A) |
| 1995-018       | 5-Abr-95  | Palmachin        | ???        | Shaviyt-1 | 'Ofeq-3 (23549 1995-018A) |
| 1998-F01 (300) | 22-Jan-98 | Palmachin        | ???        | Shaviyt-1 | 'Ofeq-D                   |
| 2002-025       | 28-Mai-02 | Palmachin        | ???        | Shaviyt-1 | 'Ofeq-5 (27434 2002-025A) |

Os satélites 'Ofeq (Horizonte em Hebreu) são de desenho e origem inteiramente israelita, sendo desenvolvidos pela IAI – *Israel Aircraft Industries*. O 'Ofeq-5 é um satélite que é estabilizado nos seus três eixos, utilizando uma plataforma ultraleve adaptada para a realização de observações da superfície terrestre em alta resolução. Esta plataforma também pode ser adaptada para a utilização em satélites científicos ou tecnológicos. Este satélite deverá ter uma vida útil de aproximadamente de quatro anos. Segundo fontes israelitas, o principal objectivo do 'Ofeq-5 é a detecção de movimentos de tropas, a localização de bases de mísseis e a construção de centrais nucleares.

O 'Ofeq-5 tinha um peso aproximado de 300Kg no lançamento, com uma altura de 2,3 metros e um diâmetro de 1,2 metros, sendo capaz de fotografar objectos com 1 metros de comprimento a partir de uma altitude de 450Km. Como forma de comparação sobre as capacidades de observação do 'Ofeq-5, a imprensa israelita afirmou que caso o Presidente iraquiano Saddam Hussein decida tomar o seu pequeno almoço na varanda do seu palácio, o 'Ofeq-5 será capaz de discernir a mesa onde o presidente iraquiano está sentado. O satélite está equipado com uma câmara telescópica desenvolvida pela *El-Op Electro-Optic Industries*, uma subsidiária da *Elbit Systems*, e tem a capacidade de adquirir imagens por debaixo da trajectória do satélite bem como lateralmente ou mesmo em zonas situadas à frente da sua trajectória. De salientar que desde finais de 2000 que os serviços secretos de Israel têm utilizado as imagens do satélite Eros-A1 (26631 2000-079A) lançado pela Rússia a 5 de Dezembro de 2000 por um foguetão 15Zh58 Start-1 a partir do Cosmódromo GIK-2 Svobodniy. Este satélite, do qual o 'Ofeq-5 é muito semelhante, tem servido tanto interesses civis como militares.



A órbita do 'Ofeq-5, que vem substituir o satélite 'Ofeq-3 que reentrou na atmosfera em Janeiro de 2001, varia entre um apogeu de 600Km de altitude e um perigeu de 370Km de altitude, tendo uma inclinação de 143° em relação ao equador terrestre. O período orbital, isto é o tempo que demora a completar uma volta em torno do planeta, é de 90m. Ao contrário da maioria dos satélites, o 'Ofeq-5 move-se de Este para Oeste.

Com o lançamento do 'Ofeq-5 Israel tem agora uma peça importante para observar os seus vizinhos árabes. De recordar que desde o início dos lançamentos espaciais israelitas as nações árabes vizinhas de Israel denunciaram todo o programa classificando-o como de natureza militar. Ao contrário de países como o Iraque ou Irão, Israel conseguiu desenvolver um lançador espacial encoberto pelo apoio dos Estados Unidos. O lançamento do 'Ofeq-5 ocorre dias depois de no dia 26 de Maio o Irão ter levado a cabo um teste do seu míssil Shahab-3 com um alcance de 1.300Km, capaz de atingir Israel. Por seu lado, Israel desenvolveu o sistema de mísseis Jericho e, juntamente com os Estados Unidos, leva a cabo um projecto conjunto para o desenvolvimento de um sistema anti-míssil denominado Arrow. As primeiras baterias de mísseis Arrow foram já colocadas no activo na base de Palmachin. Este sistema tem como objectivo interceptar os mísseis disparados contra Israel quando se encontram ainda na estratosfera e longo dos seus alvos.

Dos países interessados em utilizar as imagens obtidas pelo 'Ofeq-5 encontram-se a Índia, a braços com uma possível guerra com o Paquistão devido à eterna questão de Caxemira, e a Turquia que tem um acordo militar com Israel desde 1996. Segundo a IAI, Israel pode fornecer as imagens do seu satélite espião a nações amigas ou na base de acordos comerciais.

O 'Ofeq-5 tem a Designação Internacional 2002-25A e o número de catálogo orbital 27434.

## **28 de Maio – 11K65M Kosmos-3M / Cosmos 2389**

O 26º lançamento orbital de 2002 teve lugar a 28 de Maio com a colocação em órbita do satélite Cosmos 2389 por um foguetão 11K65M Kosmos-3M. O lançamento ocorreu desde o Complexo LC133 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, Rússia.

Este foi o 609º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961. Este foi o 422º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M, sendo o 404º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,73%. Este foi o 1474º lançamento desde Plesetsk.

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).

| <b>Lançamento</b> | <b>Data</b> | <b>Veículo Lançador</b>      | <b>Local Lançamento</b> | <b>Plat. Lanç.</b> | <b>Carga</b>                                                                                 |
|-------------------|-------------|------------------------------|-------------------------|--------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1997-052          | 23-Set-97   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC132              | Cosmos 2346<br>(24953 1997-52A)<br>FAISAT-2V<br>(24954 1997-052B)                            |
| 1998-072          | 10-Dez-98   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC132              | Nadezhda-5<br>(25567 1998-072A)<br>Astrid-2<br>(25568 1998-072B)                             |
| 1998-076          | 24-Dez-98   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC132              | Cosmos 2361<br>(25590 1998-076A)                                                             |
| 1999-022          | 28-Abr-99   | 11K65M Kosmos-3M (65036-413) | GTsP-4 Kapustin Yar     | LC107              | ABRIXAS<br>(25721 1999-022A)<br>Megsat-0<br>(25722 1999-022B)                                |
| 1999-045          | 26-Ago-99   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC132-1            | Cosmos 2366<br>(25892 1999-045A)                                                             |
| 2000-033          | 28-Jun-00   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC132-1            | Nadezhda-6<br>(26384 2000-033A)<br>Tsingua<br>(26385 2000-033B)<br>SNAP<br>(26386 2000-033C) |
| 2000-039          | 15-Jul-00   | 11K65M Kosmos-3M (47136-414) | GIK-1 Plesetsk          | LC132-1            | CHAMP<br>(26405 2000-039B)<br>MITA<br>(26404 2000-039A)<br>BIRD-RUBIN<br>(26406 2000-039C)   |
| 2000-074          | 20-Nov-00   | 11K65M Kosmos-3M (47165-631) | GIK-1 Plesetsk          | LC132-1            | QuickBird-1<br>(26617 2000-074A)                                                             |
| 2001-023          | 08-Jun-01   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC132-1            | Cosmos 2378<br>(26818 2001-023A)                                                             |
| 2002-026          | 26-Nov-01   | 11K65M Kosmos-3M             | GIK-1 Plesetsk          | LC133-1            | Cosmos 2389<br>(27436 2002-026A)                                                             |

O 11K65M Kosmos-3M é um lançador a dois estágios desenvolvido por Yangel na Ucrânia e é também designado C-1 Slean e SL-8. Tendo um peso total de 107.500Kg, é capaz de desenvolver uma força de 150.696Kgf no lançamento, colocando em órbita uma carga de 1.400Kg (órbita baixa a 400Km de altitude) ou 700Kg (órbita a 1.600Km de altitude).

O primeiro estágio (designado Skean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65 ...) tem um peso bruto de 87.100Kg, pesando 5.300Kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433Kgf, 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 1.350Kg, 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.



Colocação do foguetão lançador 11K65M Kosmos-3M na plataforma de lançamento LC133-1. De forma geral todos os lançadores russos são transportados horizontalmente para a plataforma de lançamento e aí colocados na posição vertical.

O segundo estágio (designado S3) tem um peso bruto de 20.400Kg, pesando 1.400Kg sem combustível. No vácuo do seu motor 11D49 desenvolve uma força de 16.000Kgf, tendo um Ies de 303s e um Tq de 375s. Este estágio tem um comprimento de 7,0 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor 11D49 (também designado S5.23) tem um peso de 185Kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 1,8 metros. O motor tem 1+4 câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH.

O satélite Cosmos 2389 pertence ao sistema militar Parus de satélites de navegação introduzido a 26 de Dezembro de 1974 com o lançamento do satélite Cosmos 700 (07593 1974-105A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e utilizando um foguetão 11K65M Kosmos-3M (n.º 53731-270). Estes satélites operam em constelações de seis veículos em órbita que fornecem uma cobertura global da Terra. Os veículos são substituídos quando atingem o final das suas vidas úteis.

Estes satélites, também conhecidos pela designação 11F627, têm um peso de aproximadamente 800Kg e têm uma forma cilíndrica, com um diâmetro de 2 metros e um comprimento de 2,1 metros, sendo estabilizados por gravidade.

O principal objectivo destes veículos em órbita é o de fornecer dados de navegação à marinha russa, sendo também utilizados para retransmitir dados provenientes dos satélites marítimos de reconhecimento electrónico do tipo US-P, tanto para estações terrestres como para navios no alto mar e submarinos. No entanto é bem provável que esta última função seja agora a mais utilizada pelos Parus devido ao reduzido número de missões marítimas da marinha russa. Como a Rússia deu como prioridade a manutenção do sistema US-P em óptima operacionalidade, teve também a necessidade de manter o sistema Parus em funcionamento.

| Nome        | Desig. Int. | NORAD | Data Lançamento | Veículo Lançador | Local Lançamento        |
|-------------|-------------|-------|-----------------|------------------|-------------------------|
| Cosmos 2310 | 1995-012A   | 23526 | 22-Mar-95       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132   |
| Cosmos 2321 | 1995-052A   | 23676 | 06-Out-95       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132   |
| Cosmos 2327 | 1996-004A   | 23773 | 16-Jan-96       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| Cosmos 2334 | 1996-052A   | 24304 | 05-Set-96       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| Cosmos 2336 | 1996-071A   | 24677 | 20-Dez-96       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| Cosmos 2341 | 1997-017A   | 24772 | 17-Abr-97       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| Cosmos 2346 | 1997-052A   | 24953 | 23-Set-97       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132   |
| Cosmos 2361 | 1998-076A   | 25590 | 24-Dez-98       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132   |
| Cosmos 2366 | 1999-045A   | 25892 | 26-Ago-99       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC132-1 |
| Cosmos 2389 | 2002-026A   | 27436 | 28-Mai-02       | 11K65M Kosmos-3M | GIK-1 Plesetsk, LC133-1 |

Após o lançamento às 1814:41UTC de 28 de Maio, o último estágio do lançador Kosmos-3M entrou em órbita terrestre às 1823UTC. Às 1905UTC a órbita foi circularizada com um apogeu de 1.016Km e um perigeu de 950Km, tendo uma inclinação orbital de 83° em relação ao equador terrestre.

O Cosmos 2389 tem a Designação Internacional 2002-026A e o número de catálogo 27436.

## Quadro de Lançamentos Recentes

| Data    | Des. Int. | NORAD | Nome                 | Lançador             | Local                   |
|---------|-----------|-------|----------------------|----------------------|-------------------------|
| 01 Abr. | 2207      | 017A  | 27409 Cosmos 2388    | 8K78M Molniya-M      | GIK-1 Plesetsk, LC16-2  |
| 08 Abr. | 2144:19   | 018A  | 27413 STS-110 ISS-8A | OV-104 Atlantis      | KSC, LC-39B             |
| 16 Abr. | 2302      | 019A  | 27414 NSS-7          | Ariane 44L (V150)    | Kourou, ELA-2           |
| 25 Abr. | 0626:35   | 020A  | 27416 Soyuz TM-34    | 11A511U Soyuz-U      | GIK-5 Baikonur, LC1-5   |
| 04 Mai. | 0131:46   | 021A  | 27421 SPOT-5         | Ariane 42P (V151)    | Kourou, ELA-2           |
|         |           | 021B  | 27422 Idéfix / H-10+ |                      |                         |
| 04 Mai. | 0954:58   | 022A  | 27424 Aqua           | Delta-2 7920-10L     | Vandenberg AFB, SLC-2W  |
| 07 Mai. | 1700:00   | 023A  | 27426 DirecTV-5      | 8K82K Proton-K DM3   | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |
| 15 Mai. | 0150      | 024A  | 27430 Hai Yang-1     | CZ-4B Chang Zheng-4B | Taiyuan, SLC            |
|         |           | 024B  | 27431 Feng Yun-1D    |                      |                         |
| 28 Mai. | 1525      | 025A  | 27434 'Ofeq-5        | Shaviyt-1            | Palmachin               |
| 28 Mai. | 1814:41   | 026A  | 27436 Cosmos 2389    | 11K65M Kosmos-3M     | GIK-1 Plesetsk, LC133-1 |

## Outros Objectos Catalogados

| Data    | Des. Int. | NORAD   | Nome                        | Lançador                      | Local                   |
|---------|-----------|---------|-----------------------------|-------------------------------|-------------------------|
|         |           | 72-102C | 27423 (Destroço) Cosmos 539 | 11K65M Kosmos-3M n.º Yu149-43 | NIIP-53 Plesetsk, LC132 |
| 04 Mai. | 02-022B   | 27425   | PAM-D2                      | Delta-2 7920-10L              | Vandenberg AFB, SLC-2W  |
| 07 Mai. | 02-023B   | 27427   | Proton K-3                  | 8K82K Proton-K DM3            | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |
| 07 Mai. | 02-023C   | 27428   | Plataforma Proton           | 8K82K Proton-K DM3            | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |
| 07 Mai. | 02-023D   | 27429   | 11S861-01 Block-DM3         | 8K82K Proton-K DM3            | GIK-5 Baikonur, LC81-24 |
| 15 Mai. | 02-024C   | 27432   | Último estágio CZ-4B        | CZ-4B Chang Zheng-4B          | Taiyuan, SLC            |
| 15 Mai. | 02-024D   | 27433   | (Destroço) CZ-4B            | CZ-4B Chang Zheng-4B          | Taiyuan, SLC            |
| 28 Mai. | 02-025B   | 27435   | Último estágio Shaviyt-1    | Shaviyt-1                     | Palmachin               |
| 28 Mai. | 02-026B   | 27437   | 11K65M - S3                 | 11K65M Kosmos-3M              | GIK-1 Plesetsk, LC133   |

## Quadro dos lançamentos previstos para Junho

|              |                       |                        |                          |
|--------------|-----------------------|------------------------|--------------------------|
| 05 de Junho* | Ariane 44L (V152)     | Intelsat-905           | Kourou, ELA-2            |
| 05 de Junho* | OV-105 Endeavour      | STS-111 ISS UF-2       | KSC, LC-39A              |
| 10 de Junho* | 8K82K Proton-K DM-2M  | Ekspress-A1R           | GIK-5 Baikonur, LC81     |
| 15 de Junho* | 11K77 Zenit-3SL DM-SL | Galaxy-3C              | Odyssey, Oceano Pacífico |
| 20 de Junho* | 15A30 Rockot Briz-KM  | Iridium-97             | GIK-1 Plesetsk, LC133    |
|              |                       | Iridium-98             |                          |
| 24 de Junho* | Titan 23G (G-14)      | NOAA-M                 | Vandenberg AFB, SLC-4W   |
| 26 de Junho* | 11A511U Soyuz-FG      | Progress M-46 (ISS-8P) | GIK-5 Baikonur, LC1-5    |

## Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

|                                                                                                    |                          |                       |                       |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------|-----------------------|-----------------------|
| A definir                                                                                          | STS-107 / Freestar RM    | OV-102 Columbia (28)  | KSC, LC-39B           |
| Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)                 |                          |                       |                       |
| A definir                                                                                          | STS-112 / ISS-9A ITS-S1  | OV-104 Atlantis (26)  | KSC, LC-39A           |
| Ashby (3); Melroy (2); Wolf (3); Sellers (1); Magnus (1); Yurchirkin (1)                           |                          |                       |                       |
| 6 de Outubro de 2002                                                                               | STS-113 / ISS-11A ITS-P1 | OV-105 Endeavour (19) | KSC, LC-39B           |
| Wetherbee (6); Lorie (1); Lopez-Alegria (3); Herrington (1); Bowersox (5); Budarin (3); Thomas (5) |                          |                       |                       |
| 22 de Outubro de 2002                                                                              | Soyuz TMA-1 / ISS-5S     |                       | GIK-5 Baikonur, LC1-5 |
| Zaletin (2); De Winne (1); ???????????                                                             |                          |                       |                       |
| 16 de Janeiro de 2003                                                                              | STS-114 / ISS-ULF-1      | OV-104 Atlantis (27)  | KSC, LC-39            |
| Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Malenchenko (3); Lu (3); Moshchenko (1)         |                          |                       |                       |
| 10 de Abril de 2003                                                                                | STS-115 / ISS-12A P3/P4  | OV-105 Endeavour (20) | KSC, LC-39            |
| Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)                |                          |                       |                       |



## Quadro de Lançamentos Suborbitais

Inicia-se neste número a publicação de uma tabela onde serão registados todos os lançamentos suborbitais realizados. A maioria dos lançamentos suborbitais realizados têm uma natureza militar e muitos referem-se a testes de prontidão de sistemas de mísseis balísticos ou então ao teste de novos dispositivos militares.

Como forma de introdução, publicam-se neste número do “Em Órbita” três tabelas referentes aos anos de 2000, 2001 e 2002. Em números posteriores deste boletim só estará presente a tabela referente ao ano de 2002. Esta tabela será acompanhada, sempre que possível, de um comentário relacionado com o ou os lançamentos que entretanto tenham lugar.

| Desig. Int. | Data                   | Hora UTC | Veículo Lançador         | Local Lançamento                        | Carga                   |
|-------------|------------------------|----------|--------------------------|-----------------------------------------|-------------------------|
| 2000-S001   | 19 de Janeiro de 2000  | 2:19:00  | Minuteman 2 (RSLP-6)     | Vandenberg, AFB                         | IFT-4                   |
| 2000-S002F1 | 19 de Janeiro de 2000  | 2:40:00  | PLV                      | Kwajalein (Ilhas Marshall)              | Protótipo EKV           |
| 2000-S003   | 5 de Fevereiro de 2000 | 19:09:00 | Hera MBRV-3              | White Sands Missile Range               | Ogiva Simulada          |
| 2000-S004   | 6 de Fevereiro de 2000 | 9:59:00  | Topol M (n.º 10)         | GIK-1 Plesetsk                          | Ogiva Simulada          |
| 2000-S005   | 8 de Março de 2000     | 9:40:00  | MX Peacekeeper (GT-29PA) | Vandenberg, AFB                         | Ogiva Simulada          |
| 2000-S006   | 27 de Março de 2000    | 7:00:00  | RSM-54 Shtil             | Submarino Kerila (Mar de Barents)       | Ogiva Simulada          |
| 2000-S007   | 27 de Março de 2000    | 10:00:00 | RSM-54 Shtil             | Submarino (Mar de Barents)              | Ogiva Simulada          |
| 2000-S008   | 27 de Março de 2000    | 10:00:00 | RSM-54 Shtil             | Submarino Kerila (Mar de Barents)       | Ogiva Simulada          |
| 2000-S009   | 6 de Abril de 2000     |          | RSM-54 Shtil             | Submarino Kerila (Mar de Barents)       | Ogiva Simulada          |
| 2000-S010   | 30 de Abril de 2000    |          | Trident 2 (D5)           | USS Wyoming (Cabo Canaveral)            | Ogiva Simulada          |
| 2000-S011   | 30 de Abril de 2000    |          | Trident 2 (D5)           | USS Wyoming (Cabo Canaveral)            | Ogiva Simulada          |
| 2000-S012   | 24 de Maio de 2000     | 8:01:00  | Minuteman 3 (FTM-02)     | Vandenberg, AFB                         | Ogiva Simulada          |
| 2000-S013   | 28 de Maio de 2000     | 20:00:00 | OSP-TLV (TLV-Demo)       | Vandenberg, AFB                         | Ogiva Simulada          |
| 2000-S014   | 9 de Junho de 2000     | 8:01:00  | Minuteman 3 (GT-172GM)   | Vandenberg, AFB                         | 3 Ogivas Simuladas      |
| 2000-S015   | 8 de Julho de 2000     | 4:18:00  | Minuteman 2 (RSLP-7)     | Vandenberg, AFB                         | IFT-5                   |
| 2000-S016F2 | 8 de Julho de 2000     | 4:39:00  | PLV                      | Kwajalein (Ilhas Marshall)              | Protótipo EKV           |
| 2000-S017   | 15 de Julho de 2000    |          | Shahab-3                 | Irão                                    | Ogiva Simulada          |
| 2000-S018   | 12 de Setembro de 2000 |          | RSM-54 Shtil             | Submarino Kerila (Mar de Barents)       | Ogiva Simulada          |
| 2000-S019   | 21 de Setembro de 2000 | 21:50:00 | Trident 2 (D5)           | HMS Vengeance (Cabo Canaveral)          | Ogiva Simulada          |
| 2000-S020   | 26 de Setembro de 2000 | 11:00:00 | Topol M (n.º 11)         | GIK-1 Plesetsk                          | Ogiva Simulada          |
| 2000-S021   | 28 de Setembro de 2000 | 8:01:00  | Minuteman 3 (GT-174GM)   | Vandenberg, AFB                         | 2 Ogivas Mk12 Simuladas |
| 2000-S022   | 28 de Setembro de 2000 | 10:01:00 | Minuteman 3 (GT-173GM)   | Vandenberg, AFB                         | 2 Ogivas Mk12 Simuladas |
| 2000-S023   | 11 de Outubro de 2000  | 9:30:00  | Topol (n.º 58?)          | GIK-1 Plesetsk                          | Ogiva Simulada          |
| 2000-S024   | 1 de Novembro de 2000  | 10:00:00 | RS-18B (n.º 87)          | GIK-5 Baikonur                          | Ogiva Simulada          |
| 2000-S025   | 4 de Novembro de 2000  |          | DF-31                    | China                                   | Ogiva Simulada          |
| 2000-S026   | 16 de Dezembro de 2000 |          | DF-31                    | China                                   | Ogiva Simulada          |
| 2000-S027   | 27 de Dezembro de 2000 | 8:00:00  | RSM-54 Shtil             | Submarino Novomoskovsk (Mar de Barents) | Ogiva Simulada          |

| <b>Desig. Int.</b> | <b>Data</b>             | <b>Hora UTC</b> | <b>Veículo Lançador</b>  | <b>Local Lançamento</b>                        | <b>Carga</b>         |
|--------------------|-------------------------|-----------------|--------------------------|------------------------------------------------|----------------------|
| 2001-S001          | 17 de Janeiro de 2001   | 4:30:00         | Agni 2                   | Balasure (Índia)                               | Ogiva Simulada       |
| 2001-S002          | 7 de Fevereiro de 2001  | 8:28:00         | Minuteman 3 (GT-175GB)   | Vandenberg, AFB                                | Ogiva Simulada       |
| 2001-S003          | 16 de Fevereiro de 2001 | 10:28:00        | RSM-54 Shtil             | Submarino<br>(Mar de Barents)                  | Ogiva Simulada       |
| 2001-S004          | 16 de Fevereiro de 2001 | 10:34:00        | Topol (n.º 59?)          | GIK-1 Plesetsk                                 | Ogiva Simulada       |
| 2001-S005          | 31 de Março de 2001     |                 | Hera 2B (F-20)           | White Sands<br>Missile Range                   | Ogiva Simulada       |
| 2001-S006          | 17 de Abril de 2001     | 22:00:00        | M45                      | L'Inflexible<br>(Golfo da Gasconha,<br>França) | Ogiva Simulada       |
| 2001-S007          | 29 de Abril de 2001     | 11:28:00        | Castor 4B                | Kiruna (Suécia)                                | Maxus-4              |
| 2001-S008          | 14 de Maio de 2001      |                 | Trident 2 (D5)           | USS Kentucky<br>(Cabo Canaveral)               | Ogiva Simulada       |
| 2001-S009F1        | 2 de Junho de 2001      | 20:44:00        | HXLV                     | Vandenberg, AFB                                | X-43A-1<br>(Hyper-X) |
| 2001-S010          | 5 de Junho de 2001      | 11:33:00        | RSM-54 Shtil             | Submarino<br>(Mar de Barents)                  | Ogiva Simulada       |
| 2001-S011          | 9 de Junho de 2001      |                 | Hera 2B (F-21)           | White Sands<br>Missile Range                   | Ogiva Simulada       |
| 2001-S012          | 25 de Junho de 2001     |                 | Trident 2 (D5 F-92)      | USS Louisiana<br>(Cabo Canaveral)              | Ogiva Simulada       |
| 2001-S013          | 25 de Junho de 2001     |                 | Trident 2 (D5 F-93)      | USS Louisiana<br>(Cabo Canaveral)              | Ogiva Simulada       |
| 2001-S014          | 25 de Junho de 2001     |                 | Trident 2 (D5 F-94)      | USS Louisiana<br>(Cabo Canaveral)              | Ogiva Simulada       |
| 2001-S015          | 26 de Junho de 2001     |                 | RS-18B (n.º 88)          | GIK-5 Baikonur                                 | Ogiva Simulada       |
| 2001-S016          | 9 de Julho de 2001      |                 | Hera 2C/MBRV-1E (F-22?)  | White Sands<br>Missile Range                   | Ogiva Simulada       |
| 2001-S017          | 15 de Julho de 2001     | 2:40:00         | Minuteman 2 (RSLP-8)     | Vandenberg, AFB                                | IFT-6                |
| 2001-S018          | 15 de Julho de 2001     | 3:01:00         | PLV                      | Kwajalein<br>(Ilhas Marshall)                  | Protótipo EKV        |
| 2001-S019          | 20 de Julho de 2001     | 0:33:00         | Volna                    | Sub. Borisoglebsk<br>(Mar de Barents)          | Cosmos 1 Teste       |
|                    |                         |                 |                          |                                                | IRDT-2               |
| 2001-S020          | 27 de Julho de 2001     | 8:00:00         | MX Peacekeeper (GT-30PA) | Vandenberg, AFB                                | Ogiva Simulada       |
| 2001-S021          | 31 de Agosto de 2001    | 20:00:00        | GBI (BVT-2)              | Vandenberg, AFB                                | Dummy EKV            |
| 2001-S022          | 18 de Setembro de 2001  |                 | RSM-54 Shtil             | Submarino Podolsk<br>(Mar de Okhotsk)          | Ogiva Simulada       |
| 2001-S023          | 3 de Outubro de 2001    | 10:00:00        | Topol (n.º 60?)          | GIK-1 Plesetsk                                 | Ogiva Simulada       |
| 2001-S024          | 18 de Outubro de 2001   | 9:00:00         | RSM-54 Shtil             | Submarino<br>(Mar Branco, Rússia)              | Ogiva Simulada       |
| 2001-S025          | 26 de Outubro de 2001   | 12:30:00        | RS-18                    | GIK-5 Baikonur                                 | Ogiva Simulada       |
| 2001-S026          | 1 de Novembro de 2001   | 15:20:00        | Topol (n.º 61?)          | GIK-1 Plesetsk                                 | Ogiva Simulada       |
| 2001-S027          | 7 de Novembro de 2001   | 8:15:00         | Minuteman 3 (GT-176GM)   | Vandenberg, AFB                                | Ogiva Simulada       |
| 2001-S028          | 4 de Dezembro de 2001   | 4:59:00         | Minuteman 2 (OSP/TLV-2)  | Vandenberg, AFB                                | IFT-7                |
| 2001-S029          | 4 de Dezembro de 2001   | 5:20:00         | PLV                      | Kwajalein<br>(Ilhas Marshall)                  | Protótipo EKV        |
| 2001-S030          | 9 de Dezembro de 2001   |                 | Trident 1 (C4-F218)      | USS Ohio<br>(Cabo Canaveral)                   | Ogiva Simulada       |
| 2001-S031          | 9 de Dezembro de 2001   |                 | Trident 1 (C4-F219)      | USS Ohio<br>(Cabo Canaveral)                   | Ogiva Simulada       |
| 2001-S032          | 9 de Dezembro de 2001   |                 | Trident 1 (C4-F220)      | USS Ohio                                       | Ogiva Simulada       |

|           |                        |          |                     |                              |                |
|-----------|------------------------|----------|---------------------|------------------------------|----------------|
|           |                        |          |                     | (Cabo Canaveral)             |                |
| 2001-S033 | 9 de Dezembro de 2001  |          | Trident 1 (C4-F221) | USS Ohio<br>(Cabo Canaveral) | Ogiva Simulada |
| 2001-S034 | 13 de Dezembro de 2001 | 18:05:00 | GBI (BVT-1 ou 2)    | Vandenberg, AFB              | Protótipo EKV  |
| 2001-S035 | 18 de Dezembro de 2001 |          | Trident 1 (C4-F222) | USS Ohio<br>(Cabo Canaveral) | Ogiva Simulada |
| 2001-S036 | 18 de Dezembro de 2001 |          | Trident 1 (C4-F223) | USS Ohio<br>(Cabo Canaveral) | Ogiva Simulada |
| 2001-S037 | 18 de Dezembro de 2001 |          | Trident 1 (C4-F224) | USS Ohio<br>(Cabo Canaveral) | Ogiva Simulada |

| Desig. Int. | Data                  | Hora UTC | Veículo Lançador         | Local Lançamento                | Carga                 |
|-------------|-----------------------|----------|--------------------------|---------------------------------|-----------------------|
| 2002-S001F1 | 3 de Janeiro de 2002  | 12:15:00 | CZ-1 Chang Zheng-1       | Wuzhai (China)                  | Ogiva Simulada        |
| 2002-S002   | 25 de Janeiro de 2002 | 3:20:00  | Agni 1                   | Balasore (Índia)                | Ogiva Simulada        |
| 2002-S003   | 16 de Março de 2002   | 3:11:00  | Minuteman 2 (OSP/TLV-3)  | Vandenberg, AFB                 | IFT-8                 |
| 2002-S004   | 16 de Março de 2002   | 3:32:00  | PLV                      | Kwajalein<br>(Ilhas Maeshall)   | Protótipo EKV         |
| 2002-S005   | 17 de Março de 2002   |          | Trident 2 (D5-F95)       | USS Alaska<br>(Cabo Canaveral)  | Ogiva Simulada        |
| 2002-S006   | 21 de Março de 2002   | 14:03:00 | Hera / MBRV-3 (F-23?)    | White Sands<br>Missile Range    | Ogiva Simulada        |
| 2002-S007   | 8 de Abril de 2002    | 9:29:00  | Minuteman 3 (GT-178GM)   | Vandenberg, AFB                 | Ogiva Simulada        |
| 2002-S008   | 24 de Abril de 2002   |          | QRLV-2                   | Kodiak Island                   | Ogiva Simulada        |
| 2002-S009   | 5 de Maio de 2002     |          | Shahab-3 (F-5?)          | Semnan (Irão)                   | Ogiva Simulada        |
| 2002-S010   | 25 de Maio de 2002    |          | Ghauri (F-3?)            | Dera Ismail Khan<br>(Paquistão) | Ogiva Simulada        |
| 2002-S011   | 29 de Maio de 2002    |          | SR19/SR19                | Wake Island                     | TCMP-3C?              |
| 2002-S012   | 3 de Junho de 2002    | 8:01:00  | MX Peacekeeper (GT-31PA) | Vandenberg, AFB                 | 9 Ogivas<br>Simuladas |
| 2002-S013   | 6 de Junho de 2002    | 11:20:00 | Topol M (PC-12M2)        | GIK-1 Plesetsk                  | Ogiva Simulada        |
| 2002-S014   | 7 de Junho de 2002    | 9:24:00  | Minuteman 3 (GT-179GM)   | Vandenberg, AFB                 | Ogiva Simulada        |

## 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. Estas informações são gentilmente cedidas por Alan Pickup e Harro Zimmer.

| Data    | Status | Des. Int. NORAD | Nome                  | Lançador             | Data Lançamento |
|---------|--------|-----------------|-----------------------|----------------------|-----------------|
| 17 Abr. | Ree.   | 01-049FB 27207  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 18 Abr. | Ree.   | 01-049HT 27271  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 21 Abr. | Ree.   | 01-049FT 27223  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 21 Abr. | Ree.   | 01-049GY 27281  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 25 Abr. | Ree.   | 01-049FR 27221  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 01 Mai. | Ree.   | 01-049GY 27252  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 01 Mai. | Ree.   | 01-049MF 27358  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 01 Mai. | Ree.   | 01-049JS 27294  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 01 Mai. | Ree.   | 01-049LT 27346  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 02 Mai. | Ree.   | 99-057GC 26290  | (Destroço)            | CZ-4B Chang Zheng-4B | 14 / Out. / 99  |
| 04 Mai. | Ree.   | 65-082AA 01663  | (Destroço) OV2-1 LCS2 | Titan IIIC (3C-4)    | 15 / Out. / 65  |
| 04 Mai. | Ree.   | 01-049EX 27203  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 04 Mai. | Ree.   | 01-049JD 27281  | (Destroço)            | PSLV-C3              | 22 / Out. / 01  |
| 04 Mai. | Ree.   | 01-051C27394    | Kolibri-2000          | 11A511U Soyuz-FG     | 26 / Nov. / 01  |
| 05 Mai. | Reg.   | 01-048A 26955   | Soyuz TM-33           | 11A511U Soyuz-U      | 21 / Out. / 01  |
| 06 Mai. | Ree.   | 99-057GY 26315  | (Destroço)            | CZ-4B Chang Zheng-4B | 14 / Out. / 99  |

|              |                                          |                                |                    |
|--------------|------------------------------------------|--------------------------------|--------------------|
| 06 Mai. Ree. | 01-049V 27077 (Destroço)                 | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 07 Mai. Ree. | 01-049DP 27171 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 07 Mai. Ree. | 95-045F 23661 Block DM-2                 | 8K82K Proton-K DM-2            | 30 / Ago. / 95 (a) |
| 08 Mai. Ree. | 94-029BW 24025 (Destroço)                | Pegasus/HAPS (005/F5)          | 19 / Mai. / 94     |
| 08 Mai. Ree. | 02-023C 27428 Plataforma Proton          | 8K82K Proton-K DM3             | 07 / Mai. / 02     |
| 09 Mai. Ree. | 94-029JW 24195 (Destroço)                | Pegasus/HAPS (005/F5)          | 19 / Mai. / 94     |
| 09 Mai. Ree. | 02-023B 27427 Proton K-3                 | 8K82K Proton-K DM3             | 07 / Mai. / 02     |
| 09 Mai. Ree. | 70-025JG 05062 (Destroço)                | SLV-2G Agena D (553 / TA13)    | 08 / Abr. / 70     |
| 10 Mai. Ree. | 66-026B 02129 Burner 2                   | Thor Burner 1 (147)            | 31 / Mar. / 66     |
| 11 Mai. Ree. | 71-052A 05281 Cosmos 426 / DS-U2-K n.º 1 |                                |                    |
|              |                                          | 11K65M Kosmos-3M n.º 65014-101 | 04 / Jun. / 71 (b) |
| 11 Mai. Ree. | 86-019BA 17198 (Destroço)                | Ariane 1 (V16)                 | 22 / Fev. / 86     |
| 12 Mai. Ree. | 69-082FU 04475 (Destroço)                | SLV-2G Agena-D (525)           | 30 / Set. / 69     |
| 13 Mai. Ree. | 01-049G 27064 (Destroço)                 | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 13 Mai. Ree. | 01-049DY 27180 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 13 Mai. Ree. | 01-049HA 27254 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 15 Mai. Ree. | 01-049FT 27223 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 16 Mai. Ree. | 01-049FR 27221 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 18 Mai. Ree. | 01-049GX 27251 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 20 Mai. Ree. | 97-018B 24780 Pegasus-3                  | Pegasus-XL (F15)               | 21 / Abr. / 97     |
| 20 Mai. Ree. | 01-049JZ 26428 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 21 Mai. Ree. | 01-049AV 27101 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 21 Mai. Ree. | 01-049LP 27342 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 23 Mai. Ree. | 01-049JT 27295 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 25 Mai. Ree. | 01-049JM 27289 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 26 Mai. Ree. | 01-049FV 27225 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 28 Mai. Ree. | 01-049DL 27164 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 28 Mai. Ree. | 01-049EF 27187 (Destroço)                | PSLV-C3                        | 22 / Out. / 01     |
| 30 Mai. Ree. | 92-032B 21990 Centaur II (8105)          | Atlas-2A (AC105)               | 10 / Jun. / 92     |
| 30 Mai. Ree. | 01-045E 2640 Block DM-2                  | 8K82K Proton-K DM-2            | 06 / Out. / 01     |
| 31 Mai. Ree. | 90-039D 20586 Block L                    | 8K78M Molniya-M ML             | 26 / Abr. / 90     |
| 31 Mai. Ree. | 94-029US 24493 (Destroço)                | Pegasus/HAPS (005/F5)          | 19 / Mai. / 94     |

(a) O estágio Block DM-2 utilizado pelo lançador 8K82K Proton-K para colocar em órbita o satélite Cosmos 2319 Geizer n.º 20L (23653 1995-045A) a partir de GIK-5 Baikonur (LC200L), reentrou na atmosfera terrestre às 2316UTC sobre o Mar Cáspio (46,6°N – 45,4°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 6 horas.

(b) O Cosmos 426 reentrou na atmosfera terrestre às 0330UTC sobre as seguintes coordenadas: 73,5°S – 115,6°W, após ter permanecido em órbita durante 11.299 dias.

| Data Reg. Ree. | Des. Int. NORAD | Nome                  | Lançador                      | Data Lançamento |
|----------------|-----------------|-----------------------|-------------------------------|-----------------|
| 20 Mai.        | 97-018B 24780   | Celestis              | Pegasus XL (F15)              | 21 / Abr. / 97  |
| 24 Jun.        | 00-042C 26904   | Picosat 7; Picosat 8  | Minotaur (SLV-2)              | 19 / Jul. / 00  |
| 26 Jun.        | 99-072A 26040   | Cosmos 2367 US-P      | 11K69 Tsyklon-2               | 26 / Dez. / 99  |
| 14 Jul.        | 69-084A 00419   | Meteor-1 (2)          | 8A92M Vostok                  | 06 / Out. / 69  |
| 31 Ago.        | 79-020A 11285   | Intercosmos-19        |                               |                 |
|                |                 |                       | 11K65M Kosmos3M n.º 47155-107 | 27 / Fev. / 79  |
| Set.           | 80-008A 11682   | Cosmos 1154 Tselina-D | 8A92M Vostok                  | 30 / Jan. / 80  |
| Set.           | 00-042A 26414   | Mightysat 2.1         | Minotaur (SLV-2)              | 19 / Jul. / 00  |
| Nov.           | 66-111B 02611   | OV 1-10               | Atlas D (89D)                 | 11 / Dez. / 66  |
| Nov.           | 01-043A 26929   | Starshine 3           | Athena 1 (LM-001)             | 30 / Set. / 01  |

## 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, consequentemente, 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:

$$\left(\frac{\text{Kg}^f}{(\text{Kg/s})}\right) = s$$

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 ao 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, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 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 fuel-óleo 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 g/cm<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -259,0°C e o seu ponto de ebulição a -253,0°C.

---

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 e Jonathan McDowell.

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

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para [ruibarbosa@clix.pt](mailto:ruibarbosa@clix.pt) indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF).

Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados.

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

+ 351 253 27 41 46  
+ 351 93 845 03 05  
[ruibarbosa@clix.pt](mailto:ruibarbosa@clix.pt)

Braga, 30 de Junho de 2002

---