



***Em  
Órbita***

***Titan-4018 Centaur Milstar-2 F5  
V147 Ariane-42L Insat-3C***

***N.º 11***

***Fevereiro de 2002***

# Em Órbita

Ano 1, N.º 11

5 de Fevereiro 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).

Ao contrário do que estava previsto, o trabalho sobre a primeira bandeira de um agrupamento de escuteiros portugueses a viajar no espaço só será publicado no próximo “Em Órbita” que deverá estar disponível a 3 de Março de 2002.

Na Capa: O primeiro lançamento orbital de 2002 (2002-001 Titan-401B Centaur (B-38/TC-19)).

No presente número do “Em Órbita”:

- **Actividades ISS**
  - 1ª AEV da *Expedition Four*
  - 2ª AEV da *Expedition Four*
- **Lançamentos não tripulados**
  - 16 de Janeiro – Titan-4B Centaur (B-38/TC-19) / USA-164 Milstar-2 F5
  - 23 de Janeiro – Ariane 42L (V147) / Insat-3C
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Fevereiro**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Regressos / Reentradas**

# Actividades ISS

## 1ª AEV da ISS Expedition Four

A primeira Actividade Extra Veicular (AEV) da Expedition Four teve lugar no dia 14 de Janeiro de 2002 e nela participaram o cosmonauta Yuri Ivanovich Onufriyenko (Comandante da ISS) e o astronauta Carl Erwin Walz (Engenheiro de Voo). O objectivo principal da saída para o exterior da ISS, foi a recolocação do guindaste de fabrico russo Strela-2 (Seta) utilizando o guindaste Strela-1 instalado no módulo Pirs. O Strela-2 esteve armazenado no exterior do módulo adaptador PMA-1 (um ponto de acoplagem em forma de cone que liga o módulo Zarya ao módulo Unity) tendo sido transportado para a ISS em várias partes durante duas missões do vaivém espacial (STS-96 Discovery, em Maio de 1999, e STS-101 Atlantis, em Maio de 2000). A tarefa dos dois homens constituiu em retirar o Strela-2 do Unity, coloca-lo no extremo do Strela-1 e com a ajuda deste transportar o segundo guindaste para a sua nova localização no módulo Pirs. Uma tarefa posterior foi a



Aspecto exterior da ISS com a capsula Soyuz TM-33 em primeiro plano. É ainda visível o módulo Pirs (parcialmente escondido por um painel solar da Soyuz), o módulo Zvezda (no centro da imagem) e o guindaste Strela-1. Imagem SPACE.com / NASA TV.

instalação de uma antena no exterior do módulo Zvezda e que possibilita agora aos tripulantes da ISS uma melhor comunicação com os milhares de radioamadores no planeta.

Os dois homens iniciaram a AEV às 2100UTC quando abriram a escotilha do módulo Pirs e quando a ISS sobrevoava o Oceano Pacífico, a Este do Japão. A fase inicial da actividade consistiu na passagem até ao PMA-1 e na preparação do Strela-1 para transportar o Strela-2. Pelas 2150UTC iniciou-se a extensão do guindaste montado no Pirs, até ao seu comprimento máximo de aproximadamente 14 metros. Totalmente expandido o guindaste passa a parte frontal do Zvezda e atinge o extremo do módulo Zarya. Neste ponto o astronauta Carl Walz encontrava-se perto de um dos painéis solares do Zarya por forma a agarrar o extremo do Strela-1 e fixa-lo com uma espécie de grampo para evitar que o guindaste embatesse no painel solar. O Strela-1 chegou a estar a 30 cm do painel solar.



O guindaste Strela-1 tendo no seu extremo o astronauta Carl Walz. Imagem SPACE.com / NASA TV.

Durante a saída para o espaço Walz participou num estudo levado a cabo pela Agência Espacial Russa (Rosaviakosmos) que pretende caracterizar o comportamento das luvas dos fatos extraveiculares Orlan-M no que diz respeito ao controlo da temperatura. Walz utilizou uma luva de modelo mais moderno e uma outra de modelo antigo para poder comparar o comportamento térmico das duas luvas.

Às 0000UTC do dia 15 de Janeiro, os dois homens transportavam o Strela-2 na extremidade do Strela-1 para a sua nova localização no Pirs. A sua colocação no módulo terminou pelas 0033UTC. O transporte do Strela-2 foi uma experiência única para Carl Walz, pois este astronauta permaneceu amarrado ao Strela-2 como um trapezista durante o transporte. O Strela-2 era a única ligação que possuía com a ISS. Já anteriormente outros astronautas e cosmonautas tinham experimentado uma sensação semelhante, como em queda livre, pois não existe nenhum referencial fixo e a Terra encontra-se por baixo a 320 Km.



Esta operação de recolocação do Strela-2, trouxe ao cosmonauta Onufriyenko recordações da estação espacial Mir, pois este realizou uma tarefa semelhante a 15 de Março de 1996 na defunta estação.

Na base desta imagem é visível o módulo Pirs. Onufriyenko e Walz trabalham no Strela-1. Imagem SPACE.com NASA TV.

Às 0130UTC o Strela-1 encontrava-se já totalmente recolhido e os dois homens iniciavam a «escalada» no exterior da ISS em direcção ao módulo Zvezda, após recolherem algumas ferramentas no exterior do Pirs.

Os dois guindastes instalados no Pirs irão permitir à Rússia erigir no futuro um painel solar por forma a aumentar o fornecimento de energia aos seus módulos.

A instalação da antena no exterior do módulo russo iniciou-se às 0215UTC. Esta antena é a primeira de quatro fabricadas pela equipa «*Amateur Radio on the International Space Station*» (ARISS). Esta antena permite assim que os tripulantes tenham equipamento de rádio nos seus aposentos na estação e possam comunicar com outros radioamadores no solo. O módulo Zvezda foi especialmente desenhado com quatro localizações destinadas a serem ocupadas por estas antenas que servem assim para duas funções: comunicação via radioamadores e servem também o sistema de televisão russo durante as actividades extraveiculares. Seguindo o espírito da cooperação internacional da ISS, as antenas são o resultado da colaboração entre diferentes países: a Itália providenciou certas partes do sistema; a Rússia desenhou o sistema e forneceu o equipamento para as actividades extraveiculares e as ferramentas necessárias para a sua colocação; e os Estados Unidos realizaram a montagem do sistema e levaram a cabo testes para qualificar as diferentes unidades para uso em órbita.

Parte do trabalho de colocação da antena foi realizado na parte nocturna da órbita da ISS. Enquanto permaneciam na parte nocturna da órbita, os dois homens sentiam o frio do espaço exterior e Walz relatou que não sentia qualquer desconforto mas que a sua mão esquerda se encontrava um pouco mais fria do que a sua mão direita.

Os dois homens iniciaram o regresso ao Pirs por volta das 0251UTC quando a estação assistiu a mais um nascer do Sol em órbita. A escotilha do Pirs foi encerrada às 0302UTC, tendo a AEV uma duração de 6h 03m.

Esta foi a 32ª saída para o espaço dedicada à construção da ISS, fazendo um total de 196h 19m. Foi a 7ª AEV realizada a partir da ISS, fazendo um total de 29h 04m.



Esta foi a 7ª saída para o espaço de Yuri Onufriyenko que totaliza assim 44h 50m de actividade extraveicular. Por seu lado, esta foi a 2ª AEV de Carl Walz tendo um total de 13h 08m.

## **2ª AEV da ISS Expedition Four**

A segunda Actividade Extra Veicular (AEV) da *Expedition Four* teve lugar no dia 25 de Janeiro de 2002 e nela participaram o cosmonauta Yuri Ivanovich Onufriyenko (Comandante da ISS) e o astronauta Daniel Wheeler Bursch (Engenheiro de Voo). O objectivo principal da saída para o exterior da ISS, foi a colocação de seis conjuntos de deflectores de alumínio nos escapes dos motores de manobra da ISS. Uma tarefa posterior foi a instalação da segunda antena no exterior do módulo Zvezda e que possibilita aos tripulantes da ISS uma melhor comunicação com os milhares de radioamadores no planeta.



Os dois homens que participaram na segunda AEV da *Expedition Four* são visíveis nesta imagem junto do módulo Pirs que lhes permite aceder ao exterior da ISS. Imagem SPACE.com NASA TV.

Os deflectores são necessários pois os escapes libertam um resíduo preto quando são accionados e que se deposita em torno das saídas dos gases no módulo Zvezda. Como os controladores não querem que acidentalmente algum astronauta fique com o seu fato contaminado com esse resíduo, surgiu a necessidade de se colocarem esses deflectores evitando assim que o astronauta traga o resíduo para o interior da ISS onde poderia afectar o sistema respiratório ou os olhos dos membros da tripulação.

Segundo a NASA, o resíduo, apesar de não ser tóxico (!!!), é altamente irritante. Os pesquisadores já tentaram recriar a substância, mas apesar de tudo não têm a certeza do que é que se trata sabendo somente se tratar de um biproducto de uma reacção química. Este resíduo já havia sido encontrado no casco da estação espacial Mir.

Os dois homens, utilizando fatos Orlan-M de fabrico russo, iniciaram a AEV às 1519UTC quando abriram a escotilha do módulo Pirs. A fase inicial da actividade consistiu na colocação de um anel de protecção em torno da escotilha do Pirs.

Ao longo da AEV os dois homens levaram a cabo a instalação de várias experiências no exterior da ISS. Durante a primeira hora no exterior foi colocada no exterior do Pirs um conjunto de experiências a nível da Física e denominado Platan-M, destinado a recolher informação relacionada os núcleos pesados de baixa energia com origem solar e galáctica.

Após a colocação do Platan-M a ISS entrou na parte nocturna da sua órbita, levando a que Onufriyenko e Bursch tivessem de esperar pelo nascer do Sol. Já antes colocaram um par de guias no segmento russo da ISS para serem utilizados pelos cabos dos astronautas americanos em AEV. Estas

guias irão impedir que os cabos americanos que são retractáveis e que têm com um comprimento de 15 metros, de se emaranharem em algumas zonas no exterior da estação.

A instalação da segunda antena “Ham” deu-se às 1730UTC e às 1745UTC iniciaram a instalação dos deflectores no motores de manobra do Zvezda. Os seis deflectores estavam já todos colocados às 1925UTC e entretanto haviam também recolhido um outro conjunto de experiências denominado Kromka 1-0 que havia sido colocado no exterior da ISS pelos membros da *Expedition Three*. Este conjunto tinha como objectivo a recolha de amostras dos resíduos que são emitidos pelos motores de manobra do Zvezda. O Kromka 1-0 será trazido para a Terra, a bordo da próxima Soyuz, para posterior análise. No lugar do Kromka 1-0 foi colocado outro conjunto de experiências, denominado Kromka-1, para determinar a eficiência dos novos deflectores entretanto colocados.

Após a colocação do Kromka-1, os dois homens colocaram alguns grampos no exterior da estação por onde passaram alguns cabos de ligação para a antena colocada anteriormente. A ligação dos cabos a antena deu-se às 2035UTC.

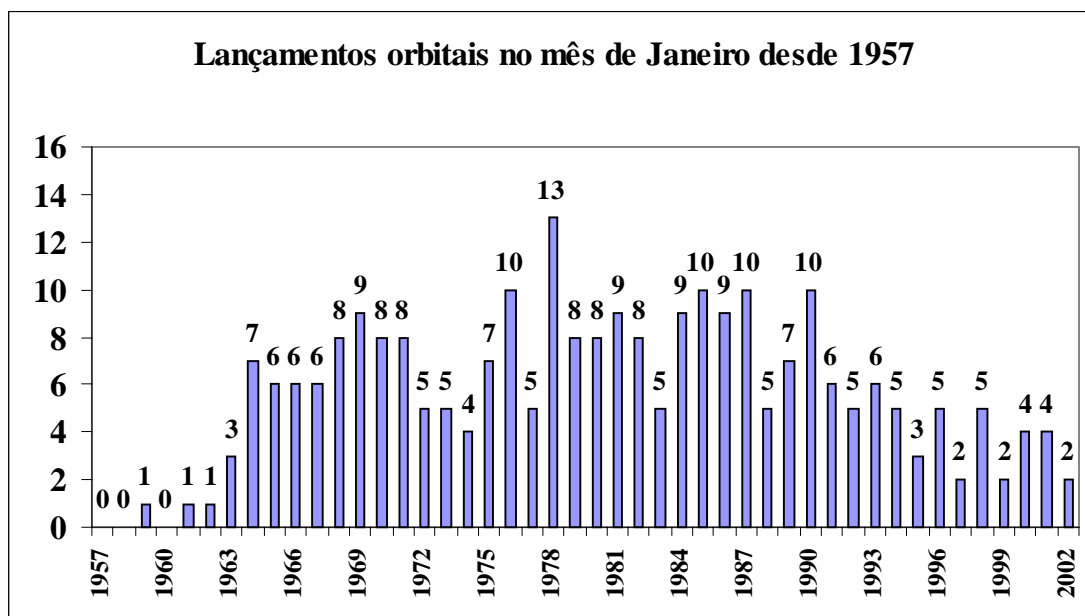
Ainda antes de regressarem ao Pirs os dois astronautas colocaram mais algumas experiências no exterior da estação. A escotilha do Pirs foi encerrada às 2120UTC, mas não sem antes os dois homens descartarem algumas toalhas que serviram para limpar as zonas adjacentes das saídas dos motores, bem como um par de luvas contaminadas. A saída para o espaço teve assim uma duração de 5h59m, aumentando o tempo gasto em AEV para a montagem da ISS para 202h18m (em 33 actividades).

Esta foi a 8ª saída para o espaço de Yuri Onufriyenko que totaliza assim 50h 49m de actividade extraveicular. Por seu lado, esta foi a 1ª AEV de Daniel Bursch tendo um total de 5h 59m.

Uma nova saída para o espaço pelos tripulantes da *Expedition Four* deverá ter lugar a 20 de Fevereiro de 2002.

## Lançamentos não tripulados

Em Janeiro registaram-se somente dois lançamentos orbitais. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Janeiro foram realizados 4.188 lançamentos orbitais, 260 lançamentos foram registados no mês de Janeiro, o que corresponde a 6,205% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,761% do total) e o mês de Janeiro continua a ser o mês onde se verificam menos lançamentos orbitais.



## 16 de Janeiro – Titan-401B Centaur (B-38 / TC-19) / USA-164 Milstar 2-F3



Ao contrário do que era esperado o 1º lançamento orbital de 2002 teve lugar a 16 de Janeiro, no Cabo Canaveral, e após dias de especulação acerca do iminente lançamento da Shenzhou-3.

Um foguetão Titan-401B Centaur (B-3 / TC-19) colocou em órbita o satélite militar Milstar 2-F3, baptizado de USA-164 após a entrada em órbita terrestre. Curiosamente não há qualquer registo de um objecto designado USA-163, pelo que o Milstar pode representar um avanço na numeração.

O lançamento foi efectuado pelo lançador mais potente na frota espacial dos Estados Unidos. A versão 4B resultou dos melhoramentos introduzidos no Titan-4A em 1989. O Titan-4B é capaz de colocar 21,7 toneladas numa órbita baixa, ou mais de 5,8 toneladas na órbita geossíncrona (36.000Km de altitude).

O Titan-4B descende de uma família de lançadores que remonta a 1955 com o Titan I (o primeiro míssil balístico intercontinental, ICBM, dos Estados Unidos), que foi desenvolvido como veículo suplente do míssil Atlas. O Titan I era um veículo a dois estágios que utilizavam oxigénio líquido e querosene, e que seria utilizado para os testes sub-orbitais do avião-espacial X-20 Dynasoar. Incompreensivelmente o Titan I nunca foi aproveitado como lançador espacial, tendo sido abandonado com a entrada ao serviço do Titan II. O Titan I evoluiu para o Titan II (lançador utilizado no programa tripulado Gemini e mais tarde como lançador comercial de satélites), e posteriormente para o Titan III (com várias versões) e Titan-34D. Estes foguetões (34D) foram desenvolvidos como veículos de reserva para lançar cargas destinadas ao vaivém espacial, mas acabaram por conquistar o seu lugar entre os lançadores mundiais.



A versão 4B consiste num corpo central de dois estágios, uma ogiva com mais de 5 metros de diâmetro e dois propulsores sólidos laterais que proporcionam um aumento de cerca de 25% na capacidade de carga do Titan 4B sobre o Titan 4A.

O primeiro estágio Titan 4-1 está equipado com um motor LR87-11 (peso de 758 Kg, diâmetro de 1,1 metros, comprimento de 3,8 metros e possui uma câmara de combustão) que consome combustível hipergólico Aerozine-50 (Hidrazina e Hidrazina Dimetil Assimétrica, numa mistura de 50%-50%) e oxidante (Peróxido de Azoto)<sup>1</sup>. Os tanques onde estão armazenados estes líquidos altamente voláteis em contacto, estão estruturalmente separados minimizando assim o perigo de acidentes graves em caso de fugas. O facto destes propolentes poderem ser armazenados por longos períodos de tempo em condições PTN, permitem ao Titan-4B utilizar as janelas de lançamento sem os atrasos devidos à manutenção dos combustíveis criogénicos.

Lançamento de um míssil balístico intercontinental Titan-I.

<sup>1</sup> Ver “Combustíveis e Oxidantes” no final do “Em Órbita”.

Este primeiro estágio tem um peso bruto de 163.000 Kg, pesando 8.000 Kg sem combustível. Desenvolve uma força no vácuo de 247.619 Kgf e tem um impulso específico (Ies)<sup>2</sup> de 302 s, tendo um tempo de queima (Tq) de 175 s. Este primeiro estágio tem um comprimento de 26,4 metros, uma envergadura de 3,1 metros e um diâmetro de 3,1 metros.

O segundo estágio é equipado com um motor LR91-11 (uma câmara de combustão, este motor tem um peso de 589 Kg, um diâmetro de 1,6 metros e um comprimento de 2,8 metros) semelhante ao motor LR87-11 e utilizando o mesmo tipo de combustíveis. O Titan 4-2 tem um peso de 39.600 Kg, pesando 4.800 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 46.857 Kgf, com um Ies de 316 s tendo um Tq de 241 s.

Os propulsores sólidos laterais SRMU (*Solid Rocket Motor Upgrade*) são constituídos por três segmentos que alojam o combustível sólido utilizado nos primeiros dois minutos do lançamento. Os SRMU desenvolvem uma força de 771 toneladas, tendo cada um peso de 357.239 Kg (52.040 Kg sem o combustível sólido). O seu Ies é de 286 s e o Tq de 140 s. Têm um comprimento de 33,5 metros e um diâmetro e envergadura de 3,2 metros.

Este foi o 34º lançamento de um Titan-4 desde 1989 e o 12º lançamento da versão Titan-4B, sendo a 12ª utilização do estágio Centaur no Titan-4. Este veículo foi o 23º Titan-4 a ser lançado desde o Cabo Canaveral e o 13º desde o Complexo de Lançamentos n.º 40.



Aspecto do Milstar-2 F5.

Os satélites da série Milstar são construídos pela *Lockheed Martin Space Systems* para o Departamento de Defesa dos Estados Unidos (DoD), e providenciam um meio de comunicação fiável, seguro e resistente a interferências electrónicas entre o DoD e as suas tropas no terreno. O sistema é composto por três unidades: a Unidade Espacial, composta por seis satélites em órbita terrestre; a Unidade Terminal, que é composta pelos terminais de comunicação espalhados em aviões, veículos terrestres, navios, submarinos e unidades móveis e portáteis; e a Unidade de Controlo, baseada na Base Aérea de Falcon, em Colorado Springs, Colorado.

Os satélites desta série foram os primeiros a utilizar um sistema de comunicações que usa algoritmos de processamento de sinais a bordo, permitindo assim o estabelecimento de redes de comunicação em minutos. Anteriormente, as redes deveriam ser configuradas no solo, utilizando múltiplas localizações e demoravam semanas a ser estabelecidas utilizando os sistemas convencionais e militares.

Este Milstar foi o terceiro equipado com o «*Medium Data Rate*» (MDR), que é um sistema de transmissão fabricado pela *Boeing Satellite Systems* e possuindo 32 canais. Com o MDF os satélites de segunda geração (Milstar-2) são capazes de processar dados a 1,5 Mbps (bps - bits por segundo).

Os dois primeiros satélites da série (fazendo parte da primeira geração de satélites Milstar: Milstar Block I) foram lançados a 7 de Fevereiro de 1994 (Milstar DFS-1 1994-009A 26988) e 6 de Novembro de 1995 (Milstar DFS-2 1995-060A 23712). Os satélites Block I possuíam um sistema de comunicação de baixa velocidade construído pela *TRW Space Electronics Group*, em El Segundo, Califórnia, e duas antenas de transmissão construídas pela *Boeing Satellite Systems*, em El Segundo, Califórnia.

<sup>2</sup> Ver “Explicação dos Termos Técnicos” no final do “Em Órbita”.





Um terceiro lançamento ocorreu a 30 de Abril de 1999, mas o Milstar-2 F1 acabou por ser colocado numa órbita inútil devido a falhas no estágio Centaur TC-14 do lançador Titan-4B (B-32). Os Milstar-2 pertencem já à segunda geração de satélites (Milstar Block II).

O Milstar-2 F5 colocado na ogiva de protecção do Titan-401B.

Os Milstar comunicam através de terminais que são compatíveis a todos os serviços militares, incluindo os terminais a bordo de navios, terminais portáteis, colocados em veículos terrestres e transportados em aviões de comando e controlo. Cada terminal transmite e recebe dados e transmissões de voz em EHF (*Extremely High Frequency*) e SHF (*Super High Frequency*). A carga de transmissão a baixa velocidade é desenhada para transmitir voz, dados e fax de 75 bps a 2400 bps.

A combinação destas características e de frequências operacionais, providenciam às forças militares americanas capacidades não disponíveis no sistema de satélites DSCS (*Defense Satellite Communications*

*Systems*) e nos sistemas comerciais. Estas capacidades incluem a imunidade às interferências e intercepções por parte das partes inimigas, bem como uma maior mobilidade para as forças de combate terrestres, aéreas e marítimas. Os Milstar permitem uma comunicação em segurança através da utilização consecutiva de várias frequências durante uma sessão de comunicação.

Todo o programa dos Milstar é dirigido pelo *MILSATCOM Joint Program Office*, localizado no *Air Force Space and Missile Systems Center*, El Segundo, Califórnia.

Os Milstar têm um peso médio de 4.536 Kg e uma envergadura de 15,55 metros. Orbitando a uma altitude média de 36.210 Km (órbita geossíncrona), os seus painéis solares produzem 5.000 Watts de energia.

Apesar de ser um lançamento com sucesso, as actividades que antecederam o lançamento não decorreram sem problemas. No dia 15 de Janeiro às 1400UTC havia uma probabilidade de 60% de ocorrência de condições atmosféricas aceitáveis para o lançamento, apesar de se verificar uma total cobertura do céu por nuvens e de na noite anterior se terem verificado aguaceiros na parte central do estado da Florida.

Uma fase importante para qualquer lançamento é o recolher da torre serviço no Complexo 40 de Cabo Canaveral. Esta recolha foi atrasada às 1620UTC devido a uma fuga hidráulica na plataforma, que acabou por ser resolvida pelo técnicos presentes. Esta fuga foi detectada num tubo hidráulico de um dos travões das rodas da torre de acesso. Estes tubos fornecem a pressão necessária para libertar o travão, permitindo assim a movimentação da torre. A recolha da torre de serviço iniciou-se pouco às 1719UTC, e o atraso ficou também a dever-se, isto segundo a Força aérea Americana, devido às condições atmosféricas que acabaram por atrasar as actividades de preparação do lançamento que acabou por ser adiado por algumas horas às 1740UTC. As actividades de preparação do lançamento ficaram atrasadas devido à existência de trovoadas na área da plataforma do Complexo LC40 que obrigaram os técnicos a abandonar a plataforma de lançamento.

A recolha da torre de serviço terminou às 1800UTC. A torre assemelha-se a um edifício com rodas e segundo a Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) é a maior estrutura existente no planeta com um sistema de mobilidade independente. A torre tem um peso de 5.080t e uma altura de aproximadamente 80 metros, protegendo o lançador das condições atmosféricas enquanto que permite o acesso dos técnicos a todas as áreas do foguetão.

Nesta altura as condições atmosféricas iam melhorando pouco a pouco sobre o Cabo Canaveral, no entanto os controladores estavam atentos aos ventos em altitude e monitorizavam os modelos computacionais que previam a movimentação das nuvens tóxicas em caso de acidente durante o lançamento. As condições eram tais que o chamado «Range Safety Officer» não autorizava, pelas 2100UTC, o lançamento pois as previsões dos movimentos dos fumos tóxicos indicavam que estes se poderiam deslocar para áreas habitadas. Esta situação alterou-se às 2215UTC quando se verificou que as condições existentes não criariam perigo para as zonas habitadas.

Às 2110UTC a USAF anunciava uma nova hora para o lançamento, estando agora previsto para as 0030UTC do dia 16 de Janeiro.

Às 2230UTC (T-2h) iniciava-se o abastecimento computadorizado do estágio superior Centaur. Esta fase inicia-se com o abastecimento de oxigénio líquido e posteriormente dá-se o abastecimento de hidrogénio líquido.

Às 2325UTC a previsão atmosférica indicava a ocorrência de algumas nuvens a 915 metros de altitude e a 4300 metros de altitude, com uma visibilidade de 11,3 Km e ventos de NNW com uma velocidade de 8,7 Km/h a 17,4 Km/h. A temperatura era de 15,6°C.

Às 2350UTC (T-30m) o Titan-4B já se encontrava abastecido e pronto para o lançamento, pesando 940,7t. De salientar que os estágios do Titan já haviam sido previamente abastecido com os combustíveis hipergólicos armazenáveis Aerozine-50 e Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto). Nesta altura o «Range Safety Officer» verificou os sistemas de autodestruição do lançador que serão utilizados em caso de mau funcionamento do veículo nos primeiros minutos de voo.

Às 0000UTC do dia 16 de Janeiro, deu-se a activação do satélite Milstar-2 F5.

A contagem decrescente teve uma paragem programada de 10 minutos às 0015UTC (T-5m) com o objectivo de se verificar que tudo se encontrava a postos para o lançamento, sendo retomada às 0025UTC. A contagem é agora controlada por um sistema computadorizado denominado «Programmable Aerospace Ground Equipment» (PAGE).



Os gravadores de dados do controlo de voo foram iniciados às 0027UTC (T-2m30s) e a T-2m (0029UTC) o estágio Centaur iniciava a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia, abandonando a fonte externa. Às 0029UTC (T-1m) o sistema de controlo de voo do Centaur era transferido para um sistema de controlo por inércia e 25s mais tarde este sistema entrava no modo de voo.

A ignição dava-se às 0030UTC e iniciava-se a primeira missão orbital de 2002. O lançador rapidamente abandonava o Complexo 40 e iniciava os programas de rotação e translação que o colocaram a T+15s na trajectória correcta.

O primeiro lançamento orbital de 2002 teve lugar às 0030UTC do dia 16 de Janeiro. O lançador mais potente na frota espacial dos Estados Unidos colocaria em órbita um satélite de comunicações militar.

Durante os dois primeiros minutos de voo, a força de propulsão é fornecida pelos dois propulsores sólidos laterais antes da entrada em ignição do motor do primeiro estágio do Titan-4.

A T+45s (0030UTC) o Titan-4B atingia uma velocidade supersónica e a T+60s (0031UTC) o veículo atingia a zona de máxima pressão dinâmica.

A T+2m20s entrava em ignição o motor do primeiro estágio do Titan, produzindo aproximadamente 249,5t de força, em antecipação à separação dos dois propulsores sólidos laterais que ocorreu às 0032UTC (T+2m45s). A separação da ogiva de protecção do Milstar-2 F5 dava-se às 0033UTC (T+3m50s). Esta ogiva tinha um comprimento de 22,8 metros. Nesta fase o lançador encontrava-se a 99,8 Km de altitude e a uma distância de 222,1 Km do Cabo Canaveral.



Momento da separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido USRM.

Aos T+4m10s (0034UTC) o Titan-4B alcançava os 114,3 Km de altitude, viajando a 3.093,72 m/s e encontrando-se a 225,3 Km do Cabo Canaveral.

O trabalho do primeiro estágio terminava aos T+5m25s (0035UTC) e separava-se aos T+5m30s, caindo sobre o Oceano Atlântico. O segundo estágio entrava entretanto em ignição, originando 45,4t de força.

Aos T+5m50s (0035UTC) o Titan-4B atingia os 138,4 Km de altitude, viajando a 7.451,94 m/s e encontrando-se a 531,1 Km do Cabo Canaveral.

Aos T+9m30s (0039UTC) o segundo estágio do Titan-4B terminava o seu trabalho e o estágio separava-se do Centaur TC-19 com a ajuda de retro-foguetões. A ignição dos motores do Centaur dava-se aos T+9m55s por forma a atingir uma órbita terrestre baixa (órbita de estacionamento). A fase MECO-1 (*Main Engine Cut-Off 1*) era atingida às 0041UTC (T+11m45s), terminando assim a primeira de três queimas para colocar o Milstar-2 F5 numa órbita geossíncrona. O conjunto Centaur TC-19 / Milstar-2 F5 permaneceu numa órbita com uma altitude média de 194,5 Km, até aos T+65m2s quando se iniciou a segunda queima. Esta terminou aos T+90m (0200UTC) elevando a parte mais baixa da órbita até aos 35.887,4 Km de altitude. Finalmente a terceira queima ocorreu às 0655UTC (T+6h25m) e o Milstar-2 F5 separou-se do Centaur TC-19 às 0730UTC.

Após atingir a órbita terrestre o Milstar-2 F5 foi baptizado com a designação USA-164, tendo a designação internacional 2002-001A e sendo o 27168º objecto catalogado em órbita terrestre.

Posteriormente a USAF anunciou que os painéis solares do Milstar se abriram sem qualquer problemas, mas não forneceu qualquer informação sobre a sua localização devido a razões de segurança nacional. Sabe-se no entanto que o satélite orbita o equador terrestre e que será um elo de ligação com as forças americanas localizadas no “... teatro europeu”. Foi também revelado, como exemplo da operacionalidade destes satélites, que após os ataques terroristas de 11 de Setembro os satélites desta série foram utilizados como meio de comunicação seguro para o Presidente George Bush.

O satélite ainda terá de enfrentar uma fase de testes antes de ser colocado ao serviço.

## **23 de Janeiro – Ariane-42L (V147) / Insat-3C**

A Ariespace iniciou a sua campanha de 2002 com o lançamento do satélite Indiano Insat-3C no dia 23 de Janeiro, utilizando o último veículo lançador da versão Ariane-42L disponível. Este foi o 146º lançamento da família Ariane e o 13º de um Ariane-42L.

O Ariane-42L é um lançador a três estágios auxiliados por dois propulsores laterais de combustível líquido. 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<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 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 líquido L-36 Ariane-4L têm um peso bruto cada um de 43.772 Kg e um peso de 4.493 Kg sem combustível. Cada propulsor está equipado com um único motor Viking-5C (com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 776 Kg, um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 2,9 metros) que desenvolve uma força de 76.683 Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima (Tq) de 142 s e um impulso específico (Ies) de 278 s. O motor Viking-5C utiliza como combustível N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> e UDMH (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 248 s). Têm uma envergadura de 2,2 metros, um comprimento de 19,0 metros e um diâmetro de 2,2 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 (Tq) de 125 s e um impulso específico (Ies) de 296 s. O motor Viking-4B também utiliza como combustível N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> e UDMH<sup>3</sup> (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 (Tq) de 759 s e um impulso específico (Ies) de 446 s. O motor HM7-B utiliza como combustível LOX e LH<sub>2</sub><sup>4</sup> (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.

O primeiro lançamento do Ariane-42L ocorreu a 12 de Maio de 1993, tendo colocado em órbita os satélites Astra-1C (1993-031A 22653) e Arsene (1993-031B 22654) na missão V56, no que constituiu a 28ª missão de um lançador da família Ariane-4. Lançado a partir da plataforma ELA-2, o Ariane-42L levou a cabo mais 12 lançamentos orbitais, todos com sucesso (uma taxa de 100%!!! em 11 lançamentos).

<b>Missão</b>	<b>Veículo lançador</b>	<b>Lançamento</b>	<b>Hora</b>	<b>Satélites</b>
V56	Ariane 42L-428	12-05-1993	0:56:32	Astra 1C (93-031A/22653); Arsene (93-031B/22654)
V67	Ariane 42L (439)	09-09-1995	0:29:44	Telstar 402 (94-058A/23249)
V76	Ariane 42L+ (448)	03-08-1995	23:58:00	PAS-4 (95-040A/23636)
V78	Ariane 42L+ (450)	24-09-1995	0:06:00	Telstar 402R (95049A/23670)
V79	Ariane 42L (451)	19-10-1995	0:38:00	Astra 1E (95-055A/23686)
V100	Ariane 42L (471)	23-09-1997	23:58:00	Intelsat 803 (97-053A/24957)
V104	Ariane 42L (474)	22-12-1997	0:16:00	Intelsat 804 (97-083A/25110)
V114	Ariane 42L (483)	06-12-1998	0:43:00	Satmex 5 (98-070A/25558)
V115	Ariane 42L (484)	22-12-1998	1:08:00	PAS 6B (98-075A/25585)
V126	Ariane 42L (494)	25-01-2000	1:04:00	Galaxy 10R (00-002A/26056)
V129	Ariane 42L (496)	19-04-2000	0:29:00	Galaxy IVR (00-020A/26298)
V133	Ariane 42L (499)	06-10-2000	23:00:00	N-SAT-110 Superbird 5 (000-60A/26559)
V147	Ariane 42L (4108)	23-01-2002	22:52:00	Insat-3C (02-002A/27298)

<sup>3</sup> Ver “Combustíveis e Oxidantes” no final do “Em Órbita”.

<sup>4</sup> Ver “Combustíveis e Oxidantes” no final do “Em Órbita”.





O satélite indiano Insat-3C é colocado no interior da ogiva de protecção do lançador Ariane-42L. Imagem Arianespace.

O Insat-3C foi o oitavo satélite Indiano orbitado pelos lançadores Ariane. Montado e integrado pela ISRO («*India Space Research Organization*»), o Insat-3C de 2.744 Kg de peso, é um satélite de telecomunicações e TV que operará sobre o Oceano Índico na posição orbital a 74° E. O satélite está equipado com 30 repetidores em Banda-C, 2 repetidores em Banda-S e um repetidor destinado aos serviços de comunicações móveis. O Insat-3C deveria ter sido lançado no mês de Setembro de 2001 por um foguetão Ariane-5G, mas a falha no último lançamento da versão 5G forçou a Arianespace a transferir o lançamento de alguns satélites para a versão Ariane-4. O Insat-3C iria ser lançado juntamente com o Atlantic Bird (2001-042A 26927) colocado em órbita por um Ariane-44P-3, na missão V144, no passado dia 25 de Setembro.

A contagem decrescente para o lançamento do Insat-3C teve os seus momentos de emoção quando um problema com um dos computadores de controlo fez parar a contagem.

Esta foi também a primeira vez que a Arianespace não realizou a transmissão em directo para os Estados Unidos do lançamento do Ariane (o que me impediu de observar o lançamento mesmo após muitas insistências em diversas páginas da rede!!!).

O estágio L-220 Ariane 4-1 foi colocado na plataforma móvel de lançamento no dia 3 de Dezembro de 2001. Nesse dia chegava a Kourou o satélite Insat-3C vindo de Bangalore, Sul da Índia. O segundo estágio L-33B Ariane 2-2 foi colocado sobre o primeiro estágio no dia 4 de Dezembro, seguido-se a colocação no primeiro estágio dos dois propulsores laterais nos dias 6 e 7 de Dezembro. A 10 de Dezembro dava-se a colocação do estágio H-10+ Ariane 4-3.

Os sistemas de propulsão e de controlo de atitude do Insat-3C começaram a ser abastecidos a 26 de Dezembro e a 9 de Janeiro de 2002 o último Ariane-42L era transportado para a plataforma ELA-2. As preparações finais para o lançamento iniciaram-se a 11 de Janeiro. O Insat-3C e o material de apoio foram transportados para a plataforma no dia 15 de Janeiro, sendo colocado sobre o terceiro estágio do Ariane no dia 19. Os diferentes estágios do Ariane foram abastecidos de  $N_2O_4$  e UDMH no dia 22 de Janeiro.

A T-9m (2244UTC) as condições atmosféricas eram favoráveis ao lançamento e tudo corria como previsto



para a missão V147 que possuía uma janela de lançamento de 66 minutos. A sequência sincronizada de lançamento era iniciada aos T-6m (2247UTC), quando os computadores do controlo de voo tomaram conta da contagem decrescente na sua fase final. A contagem decrescente é controlada por dois computadores principais com funções distintas: uma das máquinas é responsável pela monitorização dos fluídos e propolentes a bordo do Ariane, e a outra é responsável pela preparação final dos sistemas eléctricos que regulam várias fases da contagem, tais como a iniciação do programa de voo, a activação dos sistemas dos motores de orientação e da transferência das fontes de energia externas para as fontes internas do lançador.

Às 2248UTC (T-4m) a equipa de controlo verificava o abastecimento final dos tanques de oxigénio e hidrogénio líquidos do terceiro estágio, que compensa o combustível que se foi perdendo por evaporação natural. Nos segundos seguintes foi introduzida a hora de lançamento no sistema de orientação do foguetão e o Insat-3C iniciou a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia.

A pressurização do tanque de oxigénio líquido em preparação para o lançamento deu-se às 2251UTC (T-2m) e às 2252UTC (T-1m) o equipamento a bordo do Ariane-42L iniciou a utilização das baterias internas para o fornecimento de energia. Foi durante esta fase que se deu a abortagem da contagem decrescente, quando estávamos a T-11s para a ignição. Enquanto se analisava a causa da paragem na contagem decrescente, os relógios eram “reciclados” para T-6m tentando tirar partido da larga janela de lançamento disponível e que se estendia até às 2359UTC.



O segundo lançamento orbital de 2002 deu-se às 2252UTC do dia 23 de Janeiro. O último Ariane-42L colocava em órbita o satélite de telecomunicações Insat-3C para a Índia. Imagem Arianespace.

Finalmente às 2317UTC, verificou-se que um dos computadores que controlam a fase final da contagem decrescente havia detectado um problema na outra máquina e enviou um comando para suspender a contagem. Para além de levarem a cabo as suas respectivas funções de analisar as diferentes áreas pelas quais são responsáveis, os computadores verificam-se mutuamente por forma a não ocorrerem erros. Foi durante uma destas verificações que uma das máquinas detectou o problema.

Às 2333UTC a equipa de controlo anunciou que a contagem iria prosseguir a partir de T-9m, tirando partido do tempo da janela de lançamento ainda disponível. No centro de controlo Jupiter era dada luz verde para a continuação da contagem decrescente que acabaria por ser retomada às 2341UTC (T-6m) com a reiniciação da sequência sincronizada de lançamento.

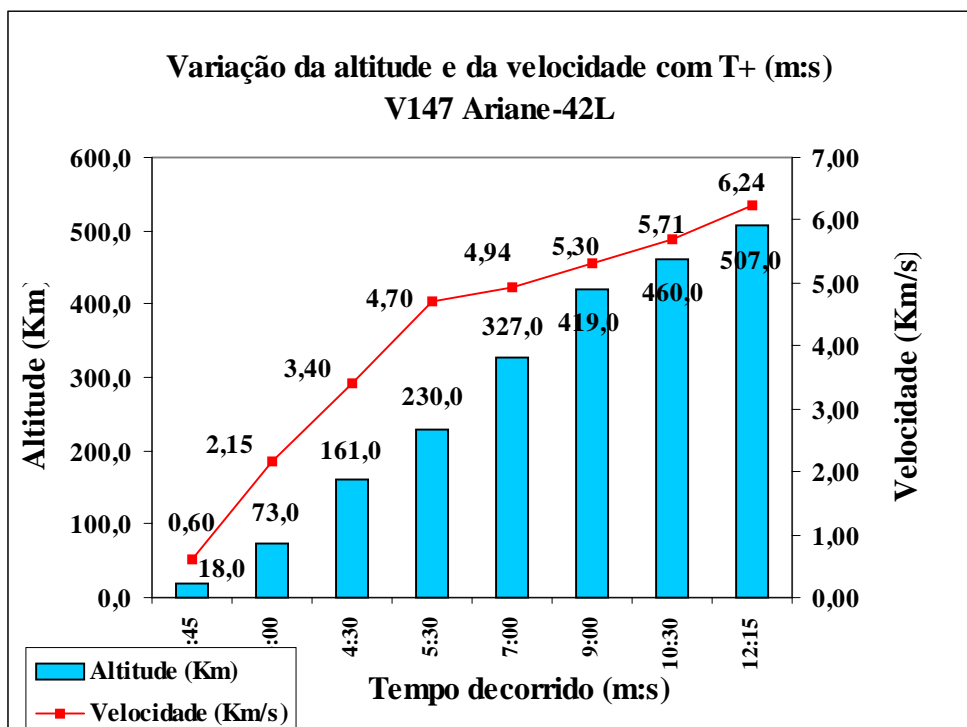
Todos os procedimentos após os T-6m foram repetidos: a nova hora de lançamento foi introduzida no computador de bordo do Ariane às 2343UTC (T-4m) e o tanque de oxigénio líquido pressurizado para o lançamento às 2545UTC (T-2m), ao mesmo tempo que o Insat voltava a utilizar as suas baterias para o fornecimento de energia.

Aos T-9s era libertada a plataforma de inércia para a orientação do lançador e aos T-5s eram recolhidos os braços de fornecimento de oxigénio e hidrogénio líquidos.

A ignição dos motores do primeiro estágio do Ariane e dos dois propulsores laterais deu-se às 2347UTC (T=0s). Os dois computadores iniciaram a análise da performance dos motores do primeiro estágio aos T+2,8s e entre os T+4,4s e os T+4,6s foi enviado o comando para libertar o Ariane dos seus apoios na plataforma ELA-2. Rapidamente o lançador abandonou a plataforma de lançamento e a T+30s (2347UTC) já se colocara numa trajectória em direcção a Este. A variação de altitude e velocidade verificou-se da forma como está representado no gráfico.

Aos T+2m30s (2349UTC) dava-se a separação dos dois propulsores laterais de combustível líquido após terem terminado a sua função. Os dois propulsores caíram sobre o Oceano Atlântico. A

separação do primeiro estágio do Ariane deu-se às 2350UTC (T+3m30s) e logo a seguir entrou em ignição o motor Viking-4B do segundo estágio. A separação da ogiva de protecção do Insat-3C, agora desnecessária, deu-se a T+3m50s (2350UTC).



O segundo estágio do Ariane terminou a sua função às 2352UTC (T+5m40s), tendo-se separado. O último estágio iniciou a sua longa queima logo a seguir por forma a colocar o Insat numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

Aos T+6m (2353UTC) a estação de rastreio de Natal, Brasil, começava a receber os sinais de telemetria do lançador, seguida pela estação da Ilha de Ascensão, no Oceano Atlântico, que recebeu os sinais do Ariane às 2358UTC (T+11m30s). Nesta fase o veículo afastava-se da América do Sul em direcção a Este.

Aos T+14m (0001UTC de 24 de Janeiro de 2002) o Ariane nivelava a sua trajectória viajando sensivelmente à mesma altitude por forma a ganhar velocidade. A estação de rastreio de Libreville, África, começou a receber os sinais de telemetria do Ariane às 0004UTC (T+17m30s).

A queima do terceiro estágio terminou às 0006UTC (T+19m). Nos dois minutos seguintes o estágio H-10+ irá proceder à orientação do Insat-3C em antecipação da separação entre os dois veículos. Esta teve lugar a T+21m (0008UTC) e o satélite ficou colocado numa órbita elíptica de transferência a partir da qual irá atingir a órbita geossíncrona. Os parâmetros orbitais atingidos foram os seguintes: apogeu 35.954 Km (pretendido 35.952 Km, com valores aceitáveis entre os +/- 150 Km), perigeu 570 Km (sem erro), inclinação orbital 3,99° em relação ao equador terrestre (pretendida 4,00° com valores aceitáveis entre os 0,06°).

Após atingir a órbita terrestre o Insat-3C recebeu a designação internacional 2002-002A e sendo o 27298º objecto catalogado em órbita terrestre.

Restam oito veículos lançadores da família Ariane-4 para serem utilizados e o próximo Ariane-4 está programado para 20 de Fevereiro de 2002.

## Quadro de Lançamentos Recentes

Data	Des.	Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
01 Dez. 1804	053A	26987	Cosmos	2380	8K82K Proton-K / DM-2	GIK-5 Baikonur, LC81
	053B	26988	Cosmos	2381		
	053C	26989	Cosmos	2382		
05 Dez. 2219:28	054A	26995	STS-108 ISS UF-1	OV-105 Endeavour		KSC, LC-39B
15 Dez. 1502:34	054B	26996	Starshine 2			OV-105 Endeavour
07 Dez. 1507:35	055A	26997	Jason-1		Delta-2 7920-10	Vandenberg, AFB SLC-2W
	055B	26998	TIMED			
10 Dez. 1718:56	056A	27001	Meteor 3M-N1		11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45
	056B	27002	Kompass			
	056C	27003	Badr-B			
	056D	27004	Maroc-Tubsat			
	056E	27005	Reflektor			
21 Dez. 0400	057A	27053	Cosmos 2383	11K69 Tsyklon-2		GIK-5 Baikonur, LC90
28 Dez. 0324:24	058A	27055	Gonets D1-10		11K68 Tsyklon-3	GIK-1 Plesetsk, LC32
	058B	27056	Gonets D1-11			
	058C	27057	Gonets D1-12			
	058D	27058	Cosmos 2384			
	058E	27059	Cosmos 2385			
	058F	27060	Cosmos 2386			
16 Jan. 0030	001A	27168	Milstar-2 F5	Titan 4B Centaur (B-38/TC-19)		C.C.A.F.S., SLC-40
23 Jan. 2252	002A	27298	Insat-3C	Ariane 42L (V147)		Kourou, ELA-2

## Outros Objectos Catalogados

Data	Des.	Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
	01-049F	27063	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl.
	(...)					
	01-049DM	27465	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl. (a)
	01-049DN	27170	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl.
	(...)					
	01-049HP	27267	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl. (a)
	98-067N	27166	Luva fato Orlan-M			ISS
	98-067P	27167	Luva fato Orlan-M			ISS (b)
16 Jan.	02-001B	27169	Centaur TC-19		Titan 401B Centaur (B-38)	C.C.A.F.S., SLC-40
	01-049HQ	27268	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl.
	(...)					
	01-049JV	27297	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl. (a)
23 Jan.	02-002B	27299	Ariane 4-3 (H10+)		Ariane 42L (V147)	Kourou, ELA-2
	01-049JW	27300	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl.
	(...)					
	01-049KZ	27327	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl. (a)
	98-067Q	27328	(Destroço ISS)			ISS
	01-049LA	27329	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl.
	(...)					
	01-049MP	27366	(Destroço)		PSLV-C3	Sriharikota, Isl. (a)

- (a) Todos estes objectos resultam da explosão em órbita do último estágio do foguetão PSLV-C3 lançado no dia 22 de Outubro de 2001. A explosão do 4º estágio do PSLV deu-se a uma altitude de 670Km do dia 19 de Dezembro de 2001, pelas 1140UTC e sobre um ponto localizado a 25°S – 340°E. Na listagem só são referidos o primeiro e o último dos 292 objectos catalogados nas sequências 01-049F 27063 a 01-049DM 27465; 01-049DN 27170 a 01-049HP 27267; 01-049HQ 27268 a 01-049JV 27297; 01-049JW 27300 a 01-049KZ 27327 e 01-049LA 27329 a 01-049MP 27366 (de notar que na sequência alfabética da Designação Internacional não são utilizadas as letras I e O). A maioria destes objectos deve reentrar na atmosfera terrestre no período de um ano ou dois.



(b) Este par de luvas de um fato extraveicular russo Orlan-M, foi descartado durante a saída para o espaço realizada pelos tripulantes da ISS (Yuri Onufriyenko e Carl Walz) no dia 15 de Janeiro de 2002, pelas 0254UTC. As luvas haviam sido contaminadas com combustível dos motores do módulo Zvezda. Um par de toalhas também foi descartado, mas estas não foram registradas pelos *US Space Command*.

## Quadro dos lançamentos previstos para Fevereiro

3 de Fevereiro	H-2A 202 (TF#2)	VEP-3 MDS-1 DASH	Tanegashima
05 de Fevereiro	Pegasus XL (P014)	HESSI	C.C. AFS
08 de Fevereiro	Delta 2-7920	(5x) Iridium (Iridium-12)	C.C. AFS, SLC-2W
13 de Fevereiro	Titan 23G/Star 37XFP (G-9 "Cindy Marie)	DMSP-5D3-F16	Vandenberg, AFB SLC-4W
20 de Fevereiro	V148 Ariane 44L	Intelsat 904	Kourou, ELA2
21 de Fevereiro	AC-204 Atlas 3B	EchoStar 7	C.C. AFS, SLC-36B
27 de Fevereiro	11A511U Soyuz-U	Cosmos	GIK-1 Plesetsk
28 de Fevereiro	OV-102 Columbia	STS-109 / HSM-3	KSC, LC-39A
28 de Fevereiro	11A511U Soyuz-FG	Progress M1-8 (ISS-7P)	GIK-5 Baikonur, LC1-5
Fevereiro ???	15A18 Dnepr-1	Inisat-2 MPA (3 a 18 Cubesat)	GIK-5 Baikonur
Fevereiro ???	CZ-2D Chang Zheng-2D	FSW-18	Jiuquan
Fevereiro ???	Shavit 1	Ofek-E	Palamchin
Fevereiro ???	CZ-2F Chang Zheng-2F	Shenzhou-3	Jiuquan

## Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

28 de Fevereiro	STS-109 / HSM-3B	OV-102 Columbia (27)
Altman (3); Carey (1); Currie (4); Grunsfeld (4); Newman (4); Linneham (3); Massimino (1)		
04 de Abril	STS-110 / ISS-8A	OV-104 Atlantis (25)
Bloomfield (3); Frick (1); Ross (7); Smith (4); Ochoa (4); Morin (1); Walheim (1)		
25 de Abril de 2002	Soyuz TM-34 / ISS-4S	
Gidzenko (3); Shuttleworth (1); Vittori (1)		
02 de Maio de 2002	STS-111 / ISS.UF 2 MPLM	OV-105 Endeavour (18)
Cockrell (5); Lockhart (1); Chang-Diaz (7); Perrin (1); Korzun (2); Whitson (1); Treshchuyov (1)		
23 de Maio de 2002	STS-107 / Triana	OV-102 Columbia (28)
Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)		
11 de Julho de 2002	STS-112 / ISS-9A ITS S1	OV-104 Atlantis (26)
Ashby (3); Melroy (2); Sellers (1); Magnus (1); Wolf (3); Yurchirkhin (1)		
22 de Agosto de 2002	STS-113 / ISS-11A	OV-105 Endeavour (19)
Wetherbee (6); Lorie (1); Lopez-Alegria (3); Herrington (1); Bowersox (5); Thomas (5); Budarin (3)		
4 de Novembro de 2002	Soyuz TMA-1	
Zaletin (2); Poleshchuk (2)???. De Winne (1)		
21 de Novembro de 2002	STS-114 / ISS-ULF-1	OV-104 Atlantis (27)
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Malenchenko (3); Lu (3); Moshchenko (1)		

## 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. Estas previsões são fornecidas por Alan Pickup (Cientista e Engenheiro de Informática, actualmente trabalha no Astronomy Technology Centre, Royal Observatory, Edinburgh – Inglaterra)

Data Reg. Ree.	Des. Int. NORAD Nome	Lançador	Data Lançamento
13 Dez. Ree.	99-072F 27012 (Destroço) Cosmos 2367	11K69 Tsyklon-2	26 / Dez. / 99
01 Jan. Ree.	94-029ABL 24766 (Destroço)	Pegasus / HAPS 005/F5	19 / Mai. / 94
01 Jan. Ree.	81-053AW 12702 (Destroço) Cosmos 1275		
		11K65M Kosmos-3M n.º 65098-323 04 / Jun. / 81	
01 Jan. Ree.	01-055C26999 Delta K	Delta 2-7920-10	07 / Dez. / 01
01 Jan. Ree.	94-029ZN 24610 (Destroço)	Pegasus / HAPS 005/F5	19 / Mai. / 94
04 Jan. Ree.	94-077L26966 (Destroço)	11K77 Zenit-2	24 / Nov. / 94
05 Jan. Ree.	76-126AQ 09828(Destroço) Cosmos 886	11K69 Tsyklon-2	27 / Dez. / 76
05 Jan. Ree.	94-029GH 24134 (Destroço)	Pegasus / HAPS 005/F5	19 / Mai. / 94
09 Jan. Ree.	81-053EV 13023 (Destroço) Cosmos 1275		
		11K65M Kosmos-3M n.º 65098-323 04 / Jun. / 81	
09 Jan. Ree.	99-072T 27024 (Destroço) Cosmos 2367	11K69 Tsyklon-2	26 / Dez. / 99
10 Jan. Ree.	94-029HE 24155 (Destroço)	Pegasus / HAPS 005/F5	19 / Mai. / 94
11 Jan. Ree.	99-057GZ 26316(Destroço)	Chang Zheng 4B CZ4B-2	14 / Out. / 99
13 Jan. Ree.	95-067D 23733 SPELDA	V48 Ariane 44	06/ Dez. / 95 <sup>(1)</sup>
13 Jan. Ree.	80-069A 11936 Cosmos 1206 Tselina-D	8A92M Vostok	15 / Ago. / 80 <sup>(2)</sup>
13 Jan. Ree.	82-083A 13432 Molniya-3 (19)	8K78M Molniya-M	27 / Ago. / 82 <sup>(3)</sup>
14 Jan. Ree.	78-100AS 20307 (Destroço)	11K69 Tsyklon-3	26 / Out. / 78
16 Jan. Ree.	83-090D 14379 Block-L	8K78M Molniya-M	31 / Ago. / 83 <sup>(4)</sup>
16 Jan. Ree.	98-067N 27166 Luva fato Orlan-M		
17 Jan. Ree.	74-089BS 08309 Burner 2	Delta 2914 (592 D104)	15 / Nov. / 74 <sup>(5)</sup>
17 Jan. Ree.	01-049EA 27182 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
18 Jan. Ree.	92-093HY 22660(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 / Dez. / 92
19 Jan. Ree.	65-082AL 01673 (Destroço) OV2-1 LCS-2	Titan IIIC (3C-4)	15 / Out. / 65
19 Jan. Ree.	78-094B11056 Vostok 8A92M-2	8A92M Vostok	10 / Out. / 78 <sup>(6)</sup>
19 Jan. Ree.	67-014J 14505 (Destroço)	Diamant A (n.º 4)	15 / Fev. / 67
19 Jan. Ree.	01-049ET 27199 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
20 Jan. Ree.	99-072K 27016 (Destroço) Cosmos 2367	11K69 Tsyklon-2	26 / Dez. / 99
20 Jan. Ree.	87-068S 25191 (Destroço)	11K68 Tsyklon-3	18 / Agos / 87
20 Jan. Ree.	70-089CK 05759(Destroço) Cosmos 374	11K69 Tsyklon-2	23 / Out. / 70
21 Jan. Ree.	92-093BM22372 (Destroço)	11K77 Zenit-2	25 / Dez. / 92
23 Jan. Ree.	94-029GF 24132 (Destroço)	Pegasus / HAPS 005/F5	19 / Mai. / 94
23 Jan. Ree.	01-049DU 27176(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
23 Jan. Ree.	01-049KJ 27312 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
23 Jan. Ree.	01-049KK 27313(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
25 Jan. Ree.	73-086GV 18511(Destroço) Burner-2	Delta 0300 (576 / D98)	06 / Nov. / 73
25 Jan. Ree.	00-076B26625 Ariane 4-3 (H-10+)	Ariane 44L (V136)	21 / Nov. / 00 <sup>(7)</sup>
26 Jan. Ree.	01-049FD 27209 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
26 Jan. Ree.	01-049HY 27276(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
27 Jan. Ree.	99-057AW26310(Destroço)	Chang Zheng 4B CZ4B-2	14 / Out. / 99
27 Jan. Ree.	99-057FR 26279 (Destroço)	Chang Zheng 4B CZ4B-2	14 / Out. / 99
26 Jan. Ree.	01-049HW27274(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
28 Jan. Ree.	92-038B22013 Altair-3	Scout G-1 (S215C)	03 / Jul / 92 <sup>(8)</sup>
29 Jan. Ree.	01-031B26872 Centaur II-A	Atlas IIA (AC-142)	23 / Jul. / 01 <sup>(9)</sup>
29 Jan. Ree.	99-057LS 26660 (Destroço)	Chang Zheng 4B CZ4B-2	14 / Out. / 99
29 Jan. Ree.	01-049FJ27214 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
30 Jan. Ree.	94-029JE 24179 (Destroço)	Pegasus / HAPS 005/F5	19 / Mai. / 94
30 Jan. Ree.	01-035B26889 Simplexat-1	STS-105 OV-103 Discovery	20 / Ago. / 01 <sup>(10)</sup>
30 Jan. Ree.	71-120J 26784 (Destroço)	8A92M Vostok	29 / Dez. / 71
30 Jan. Ree.	01-049KL 27314 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
30 Jan. Ree.	01-049MD27356(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
31 Jan. Ree.	92-031A 21987 EUVE	Delta6920-10 D210	07 / Jun. / 92 <sup>(11)</sup>

01 Fev. Ree.	97-051D 24947	Iridium-27	8K82K Proton-K DM-2	14 / Set. / 97 <sup>(12)</sup>
01 Fev. Ree.	99-065J 25988	Pegasus-4 MR-107	L1011 Stargazer Pegasus	04 / Dez. / 99
02 Fev. Ree.	79-070D 11556	Molniya Block-L	8K78M Molniya-M	31 / Jul. / 79

- (1) O adaptador SPELDA foi utilizado na missão V48 para colocar em órbita os satélites Insat-2C e Telecom 2C. O adaptador reentrou na atmosfera às 1010UTC sobre o Oceano Pacífico (3,8°N 176,6°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 1h.
- (2) O satélite de reconhecimento electrónico Cosmos 1206 reentrou na atmosfera às 1936UTC sobre a Antártica (79,2°S 12,63°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7m.
- (3) O satélite de comunicações Molniya-3 (19) reentrou na atmosfera às 2042UTC sobre o Pacífico Sul (44,2°S 258,6°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 35m.
- (4) O último estágio do foguetão 8K78M Molniya-M utilizado para colocar em órbita o satélite de comunicações Molniya-3 (21), reentrou na atmosfera terrestre às 0125UTC sobre a costa Este da Austrália (33,0°S 152,0°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7m.
- (5) A versão Delta 2914 também era designado como Thorad Delta. Neste caso o D104 foi utilizado para colocar em órbita os satélites NOAA-4 (1974-089A 07529), AMSAT Oscar-7 (1974-089B 07530) e Intasat (1974-089C 07531).
- (6) O foguetão 8A92M Vostok lançado a 10 de Outubro de 1978, serviu para colocar em órbita o satélite espião Cosmos-1043 / 11F619 Ikar Tselina-D (1978-094A 11055).
- (7) O último estágio do foguetão Ariane 44L utilizado na missão V136 para colocar em órbita o satélite de telecomunicações Anik-F1, reentrou na atmosfera terrestre às 0656UTC sobre o Oceano Pacífico. O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7m.
- (8) O último estágio do foguetão Scout G-1 (S215C) utilizado para colocar em órbita o satélite de estudos da magnetosfera SAMPEX, reentrou na atmosfera terrestre às 0228UTC sobre o Oceano Índico (8,2°S – 79,0°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 22m.
- (9) O último estágio do foguetão Atlas IIA (AC-142)) utilizado para colocar em órbita o satélite de estudos terrestres GOES-12, reentrou na atmosfera terrestre às 0410UTC sobre a Mauritânia (20,11°N – 351,52°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 45m.
- (10) O satélite Simplexat-1 foi lançado a partir do porão do vaivém espacial OV-103 Discovery na data indicada. Por sua vez o vaivém espacial foi lançado desde o Centro Espacial Kennedy a 10 de Agosto de 2001. O Simplexat-1 reentrou na atmosfera terrestre às 0634UTC sobre o Oceano Pacífico. O erro associado à hora da reentrada atmosférica é de +/- 44m.
- (11) O satélite de observação astronómica em ultravioleta EUVE reentrou na atmosfera às 0415UTC sobre o Egipto (28,0°N – 30,1°E). O satélite EUVE foi o primeiro observatório orbital a explorar a zona extrema do ultravioleta do espectro electromagnético, tendo observado mais de 1.000 fontes de EUV das quais mais de 30 se encontravam no exterior da Via Láctea.
- (12) O satélite de comunicações móveis Iridium-27, lançado pelo 8K82K Proton-K DM-2 (391-01) juntamente com mais seis satélites da série Iridium, reentrou na atmosfera terrestre sobre o Oceano Pacífico (62,0°N – 222,0° E) junto da costa californiana, pelas 0105:27UTC. O erro associado à hora da reentrada atmosférica é de +/- 59m.

Data Reg. Ree.	Des. Int. NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
09 Fev.	88-090A 19541	Molniya-3 (33)	8K78M Molniya-M ML	29 / Set. / 88
09 Fev.	94-010B 23009	Modelo DFH-3	CZ3A Chang Zheng-3A	08 / Fev. / 94
16 Fev.	65-106A 01846	Cosmos 100 / Meteor n.º3	8A92 Vostok n.º R15000-03117	17 / Dez. / 65
21 Fev.	79-093A 11600	Cosmos 1143 / Tselina-D	8A92M Vostok	26 / Out. / 79
02 Mar.	97-018A 24779	Minisat-01	Pegasus XL (F15)	21 / Abr. / 97
22 Abr.	71-052A 05281	Cosmos 426 / DS-U2-K n.º 1	11K65M Kosmos-3M n.º65014-101	04 / Jun. / 71
Mai	98-042A 25389	Tubsat N	RSM-54 Shtil	07 / Jul. / 98
Mai.	80-044A 11821	Cosmos 1184 / Tselina-D	8A92M Vostok	04 / Jun. / 80
Mai.	01-054B 26996	Starshine 2	STS-108	05 / Dez. / 01
Jun.	97-018B 24780	Celestis	Pegasus XL (F15)	21 / Abr. / 97
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 1 Kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10 N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejeção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, conseqüentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em Kgf gerada pelo motor por Kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

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

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

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

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

## Combustíveis e Oxidantes

**N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto)**; De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> contém menos de 0,1 % de água. O N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -11,0°C e o seu ponto de ebulição a 21,0°C.

**UDMH ( (CH<sub>3</sub>)<sub>2</sub>NNH<sub>2</sub> ) – Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica)**; O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível 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 0,79 g/c<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  $0,07 \text{ g/c}^3$ , sendo o seu ponto de congelação a  $-259,0^\circ\text{C}$  e o seu ponto de ebulição a  $-253,0^\circ\text{C}$ .

---

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

Neste número colaboraram José Costa e Alan Pickup.

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

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para [rui\\_barbosa@clix.pt](mailto:rui_barbosa@clix.pt) indicando os números que pretende bem como a versão (Só Texto, Ilustrado 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  
[rui\\_barbosa@clix.pt](mailto:rui_barbosa@clix.pt)

Braga, 5 de Fevereiro de 2002