

# *Em Órbita*



*n.º 29 - Agosto de 2003*

# Em Órbita

Ano 3, N.º 29

31 de Julho de 2003, Braga – Portugal

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

**Na Capa:** A 9 de Abril de 2003 o foguetão europeu Ariane-5G voltava a colocar dois satélites em órbita após o desaire sofrido no lançamento inaugural da sua versão ECA a 11 de Abril de 2002.

- **Lançamentos não tripulados**

- 02 de Abril – 8K78M Molniya-M/L / Molniya-1 (92) “Molniya-1T (28)

- 08 de Abril – Titan-4B Centaur (B-35) / USA-169 (Milstar-2 F4 ‘Milstar-6’)

- 09 de Abril – Ariane-5G (V160 ‘Ville de Bourdeaux’) / Insat-3A; Galaxy-12

- 12 de Abril – Atlas-3B (AC-205) / AsiaSat-4

- 24 de Abril – 8K82K Proton-K DM-2M / Cosmos 2397

- 28 de Abril – L-1011 Stargazer Pegasus-XL (P01/M38) / GALEX

- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Julho e Agosto de 2003**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Quadro dos próximos lançamentos suborbitais**
- **Regressos / Reentradas**
- **Cronologia da Astronáutica (VII), por Manuel Montes**

No próximo *Em Órbita*

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

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

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

Para se inscrever neste grupo basta enviar uma mensagem para

[em-orbita-subscribe@yahogroups.com](mailto:em-orbita-subscribe@yahogroups.com)

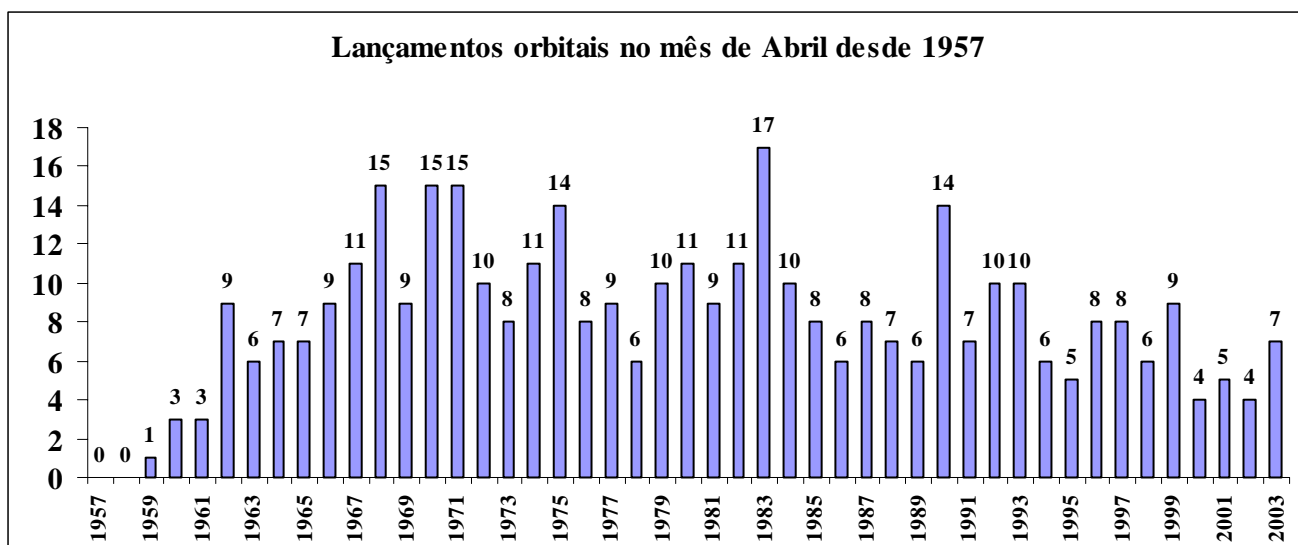
Todos os números do *Em Órbita*  
serão aqui colocados para *download*

# Lançamentos não tripulados

## Abril de 2003

Em Abril de 2003 registaram-se 7 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 8 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Abril foram realizados 4.265 lançamentos orbitais, 382 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,957% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,777% do total) onde se verificam mais lançamentos orbitais e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (265 lançamentos que correspondem a 6,213% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Abril teve lugar a 13 de Abril de 1959 (2118:39UTC) quando um foguetão Thor Agena-A (170), lançado a partir da plataforma 75-3-4 da Base Aérea de Vandenberg, colocou em órbita o satélite Discoverer-2 (00014 1959 Gama 1959-003A). O Discoverer-2 pertencia à série de satélites espíões CORONA, tendo servido como veículo de ensaio reentrando na atmosfera terrestre a 14 de Abril de 1959.



### 2 de Abril – 8K78M Molniya-M/L

#### Molniya-1 (92) 'Molniya-1T (28)'

**Lançamento orbital n.º 4.259**  
**Lançamento Rússia n.º 2.698 (63,348%)<sup>1</sup>**  
**Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.480 (34,750%)<sup>1</sup>**

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



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

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

<sup>1</sup> As percentagens apresentadas dizem respeito ao cálculo em relação ao número total de lançamentos orbitais desde Outubro de 1957.



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

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



O terceiro estágio tem um comprimento de 2,8 metros e um diâmetro de 2,6 metros, tendo um peso de 24.800 kg (1.976 kg sem combustível) e desenvolve uma força de 30.400 kgf (em vácuo), tendo um Ies de 330 s e um Tq de 241 s. Este está equipado com um motor RD-0110 que consome oxigénio líquido e querosene. O motor RD-0110 tem um peso de 408 kg, um comprimento de 1,6 metros e um diâmetro de 2,2 metros. O RD-108 foi desenvolvido por Kosberg e é também designado 11D55 ou RD-461.



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

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

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1998-027	07-Mai-98	8:53:00	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2351 Oko
1998-040	01-Jul-98	0:48:00	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (49)
1998-054	28-Set-98	23:41:27	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-1 (91)
1999-036	08-Jul-99	8:45:06	8K78M Molniya-M ML	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (50)
1999-073	28-Dez-99	19:12:44	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2368 Oko
2001-030	20-Jul-01	0:17:00	8K78M Molniya-M	GIK-1 Plesetsk	LC43/4	Molniya-3 (51)
2001-050	25-Nov-01	11:34:00	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC43/3	Molniya-3 (52)
2002-017	01-Abr-02	22:07:00	8K78M Molniya-M	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2388 Oko
2002-059	24-Dez-02	12:20:13	8K78M Molniya-M 2BL	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2393 Oko
2003-011	02-Abr-03	1:53:00	8K78M Molniya-M L	GIK-1 Plesetsk	LC43/4	Molniya-1 (92)

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



O primeiro 8K78M Molniya-M foi lançado a 19 de Fevereiro de 1964 e teve um baptismo de fogo ao ser destruído e não conseguindo colocar a sonda Venera 3MV-1 n.º 2 a caminho de Vénus. Este veículo, com o número de série T15000-19, foi lançado desde o complexo LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. O primeiro lançamento com sucesso do Molniya-M deu-se a 27 de Março de 1964 quando o veículo com o número T15000-22 colocou em órbita o satélite Cosmos 27.



O Molniya-1 (92) é um satélite da série 11F658 Korund Molniya-1T, sendo também designado Molniya-1T (28). A designação Molniya-1 (92) é uma designação atribuída por fontes ocidentais, não sendo usual haver uma designação específica para estes veículos por parte da Rússia (para além do número de série do próprio satélite). O registo que é feito na ONU por parte da Rússia somente indica a designação Molniya-1. Os satélites têm um peso de 1.656 kg, um comprimento de 4,4 metros e um diâmetro de 1,4 metros.

Os veículos 11F658 Korund são uma versão modernizada dos satélites 11F67 Molniya-1 que são equipados com um sistema retransmissor melhorado. Os testes deste sistema foram iniciados em 1970, ficando operacional em 1972. As diferentes estações de comunicações a serem utilizadas pelas Forças Militares Espaciais da então União Soviética, bem como pela Força Aérea e pela Marinha, ficaram operacionais em 1975.

O sistema Korund permite a realização de comunicações estratégicas com as unidades militares estacionadas na Sibéria e no Extremo Oriente. O sistema contempla oito veículos em órbita terrestre que são substituídos quando necessário e a sua fiabilidade foi sendo melhorada com o passar dos anos.

Os 16 satélites Molniya em órbita foram divididos em dois tipos de veículos e por sua vez estes foram divididos em quatro grupos. Oito satélites Molniya-1T foram divididos em dois grupos com quatro veículos cada. Cada grupo consiste de quatro planos orbitais espaçados em 90°. Apesar destes satélites servirem algumas redes de televisão russas, a sua utilização é principalmente governamental e militar.

Estes satélites são colocados numa órbita, designada “órbita Molniya”, que se caracterizam por terem um apogeu extremamente elevado e um perigeu baixo. Ao percorrerem o seu trajecto orbital, os veículos passam a maior parte do tempo na zona mais elevada da órbita que se localiza sobre o território que estão a cobrir. O apogeu orbital localiza-se no Hemisfério Norte, enquanto que o perigeu está localizado sobre o Hemisfério Sul.

O foguetão lançador 8K78M Molniya-M/L foi colocado na plataforma de lançamento LC43/4 no dia 1 de Abril de 2003. Após a sua colocação na plataforma, procedeu-se à verificação de todos os sistemas do lançador bem como do satélite. O lançamento teve lugar às 0153UTC do dia 2 de Abril. Este foi o primeiro lançamento de um veículo da família do R-7 a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk desde o dia 15 de Outubro de 2002 altura em que um foguetão 11A511U Soyuz-U explodiu pouco após a ignição. O Molniya-1 (92) foi colocado numa órbita com um apogeu a 40.644 km de altitude, um perigeu a 624 km de altitude e uma inclinação orbital de 62,9º em relação ao equador terrestre.

O Molniya-1 (92) recebeu a designação internacional 2003-011A e o número de catálogo 27707. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.



Imagens provenientes da agência de notícias ITAR-TASS e que documentam diversas fases da preparação do foguetão 8K78M Molniya-M desde o edifício de integração e montagem até à plataforma de lançamento LC43/4.

## 8 de Abril – Titan-4B Centaur (B-35)

### USA-169 Milstar-2 F4 (Milstar-6)



Lançamento orbital n.º 4.260  
Lançamento E.U.A. n.º 1.269 (29,789%)  
Lançamento Cabo Canaveral n.º 656 (15,399%)

O último satélite de comunicações militares da série Milstar-2 foi colocado em órbita no dia 8 de Abril de 2003 por um foguetão Titan-4B Centaur (B-35). O lançamento teve lugar às 1343UTC e foi realizado desde o Complexo SLC-40 do Cabo Canaveral.

Para colocar em órbita o Milstar-2 F4 (Milstar-6), posteriormente rebaptizado como USA-169, a Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) utilizou um foguetão Titan-4B Centaur que é o lançador mais potente na frota de foguetões dos Estados Unidos. A versão 4B resultou dos melhoramentos introduzidos no Titan-4A em 1989, sendo capaz de colocar 21,7 toneladas numa órbita terrestre baixa, ou então 5,8 toneladas numa órbita geossíncrona a 36.000 km de altitude.

O Titan-4B descende de uma família de lançadores que remonta a 1955 com o primeiro míssil balístico intercontinental, ICBM, dos Estados Unidos, o Titan I. Este foi desenvolvido como um veículo suplente do míssil Atlas e era um veículo a dois estágios que utilizava o oxigénio líquido e querosene como propolentes, sendo utilizado para testes suborbitais do avião espacial X-20 Dynasoar. Incompreensivelmente o Titan I nunca foi reconvertido 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 últimos foram desenvolvidos como veículos de reserva para lançar cargas destinadas ao vaivém espacial, mas acabaram por conquistar o seu lugar entre os lançadores mundiais.

O Titan-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 foguetão sobre o Titan-4A. O primeiro estágio do veículo (Titan 4-1) está equipado com um motor LR87-11 (com um 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>2</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.

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 Ies de 302 s, tendo um Tq de 175 s. O primeiro estágio tem um comprimento de 26,4 metros e um diâmetro de 3,1 metros.

O segundo estágio é equipado com um motor LR91-11 (com um peso de 589 kg, diâmetro de 1,6 metros, comprimento de 2,8 metros e uma câmara de combustão) que é semelhante ao LR87-11 utilizado no primeiro estágio e consumindo o mesmo tipo de combustíveis. O Titan 4-2 tem um peso de 39.600 kg, pesando 4.800 kg sem combustível e sendo capaz de desenvolver 46.857 kgf, com um Ies de 316 s e um Tq de 241 s.

Os propulsores laterais de combustível sólido 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 771.000 kgf, 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 de 3,2 metros.

Este foi o 35º lançamento de um Titan-4 desde 1989 e o 13º lançamento da versão Titan-4B, sendo a 13ª utilização do estágio Centaur no Titan-4. Este veículo foi o 24º Tian-4 a ser lançado desde o Cabo Canaveral e o 14º desde o Complexo de Lançamentos n.º 40.

#### Milstar, comunicações militares em segurança

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, extremamente 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,

<sup>2</sup> Ver “Combustíveis e Oxidantes” no final do *Em Órbita*.



composta por seis satélites em órbita terrestre; a Unidade Terminal, que é composta pelos terminais de comunicação espalhados em aviões, veículos terrestres, meios navais (navios e submarinos) e unidades móveis e portáteis; e a Unidade de Controlo, baseada na Base Aérea de Falcon, Colorado Springs, Colorado.

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 na órbita geossíncrona, os seus painéis solares produzem 5.000 Watts de energia.

Estes veículos 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.

O Milstar-2 F4 foi o quarto veículo da série a ser equipado com o denominado o sistema «*Medium Data Rate*» (MDR) fabricado pela *Boeing Satellite Systems* e que possui 32 canais. Com o MDF os satélites de segunda geração, como este Milstar, são capazes de processar dados a 1,5 Mbps (bps – bits por segundo).

Os dois primeiros satélites da série (fazendo parte da segunda geração de satélites Milstar: Milstar Block I) foram colocados em órbita a 7 de Fevereiro de 1994 e 6 de Novembro de 1995<sup>3</sup>. 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 de dados construídas pela *Boeing Satellite Systems*, também em El Segundo.

Os Milstar comunicam através de terminais que são compatíveis a todos os serviços militares dos Estados Unidos, incluindo os terminais a bordo de navios e terminais portáteis colocados em veículos terrestres ou 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 2.400 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 System*) e nos sistemas comerciais. Estas capacidades incluem a imunidade às interferências e intercepções por parte das forças 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.

### A missão B-35

O sistema MDR para o Milstar-2 F4 foi entregue pela *Hughes Space and Communications Co.* à *Lockheed Martin Space Systems* no mês de Julho de 2000, entrando-se assim na fase final de preparação do satélite cujo lançamento estava previsto para Janeiro de 2003. No entanto o lançamento teve de ser adiado para o mês de Abril (dia 6) devido à necessidade de se proceder a alterações no software de bordo do estágio Centaur. Com a alteração do software, os engenheiros preveniram

<sup>3</sup> O Milstar DFS-1 (22988 1994-009A) foi colocado em órbita por um foguetão Titan-401A Centaur (K-10 45E-3) às 2147UTC a partir do Complexo LC40 de Cabo Canaveral. O Milstar DFS-2 (23712 1995-060A) foi colocado em órbita por um foguetão Titan-401A Centaur (K-21 45E-7) às 0515UTC a partir do Complexo LC40 de Cabo Canaveral.



assim a ocorrência de oscilações durante o lançamento. Neste estágio, e nesta missão em particular, foi utilizado um novo modelo dos motores RL-10 da *Pratt & Whitney*. Estas oscilações já haviam sido observadas em missões anteriores utilizando motores similares quando se notou oscilações na estrutura de ligação dinâmica entre o estágio Centaur e os satélites Milstar. A resolução deste problema foi conseguida ao se proceder à modificação do software e das bases de dados das constantes utilizadas pelo mesmo software.



O foguetão Titan-4B foi colocado na plataforma de lançamento em Fevereiro de 2002 (!!!) e estava destinado a ser utilizado para colocar em órbita um satélite militar secreto pertencente ao *National Reconnaissance Office* (NRO) dos Estados Unidos. No entanto o veículo não se encontrava pronto para o lançamento e o Titan-4B foi transferido pela USAF para o lançamento do último Milstar.

Às 0830UTC do dia 6 de Abril a torre de serviço móvel da plataforma de lançamento do Complexo 40 foi afastada do lançador. A torre tem um peso de 5.079,20 t e é considerada como a maior e mais pesada estrutura autopropulsionada do mundo. Tem uma altura de 79,25 metros e serve de protecção ao foguetão Titan-4B quando este se encontra na plataforma de lançamento, permitindo também o acesso a todas as áreas do lançador. No seu topo encontra-se uma sala estéril onde o satélite Milstar é submetido ao processamento final antes do lançamento.

Pelas 1248UTC a *Lockheed Martin* informava que existiam alguns problemas técnicos com o estágio Centaur (mais precisamente com o início do abastecimento controlado por computador do estágio) e com uma estação de rastreio situada em Antigua. As condições atmosféricas permaneciam dentro dos limites para o lançamento com o céu basicamente

limpo de nuvens e uma temperatura de 21,67°C na plataforma de lançamento. O vento soprava entre os 6,95 km/h e os 13,03 km/h. Com os ventos em altitude dentro dos limites de velocidade, as condições atmosféricas eram consideradas 90% aceitáveis para o lançamento.

O problema com a estação de rastreio de Antigua encontrava-se resolvido pelas 1255UTC. Dois minutos mais tarde o *Range Safety* procedia à verificação dos receptores dos comandos de auto-destruição do lançador que seriam utilizados para o destruir caso surgisse algum problema na fase inicial do lançamento. Às 1306UTC a *Lockheed Martin* informava que os problemas técnicos com o Centaur haviam sido resolvidos e que a contagem decrescente decorria sem problemas. Às 1321UTC procedeu-se à activação do satélite Milstar-2 F4.

A contagem decrescente entrava numa paragem de 10 minutos às 1336UTC (T-5m). Durante este período procederam-se às verificações finais de todos os sistemas. Durante esta verificação encontraram-se alguns problemas que originaram às 1339UTC o prolongar da paragem na contagem decrescente. Os problemas registaram-se com o estágio Centaur, nomeadamente uma anomalia no sistema de auto-destruição do estágio e uma anomalia mecânica não especificada. Ambos os problemas acabaram por ser resolvidos e às 1428UTC era anunciada uma nova hora de lançamento (1440UTC).

O *Eastern Range*, que controla todos os lançamentos realizados desde o Cabo Canaveral, deu a luz verde para a continuação da contagem decrescente às 1432UTC e esta foi retomada às 1435UTC (T-5m). Porém, às 1437UTC (T-2m23s) a contagem decrescente era interrompida devido ao facto de um pequeno avião ter violado a zona de exclusão aérea em torno do SLC-40. O controlo da missão iniciou de imediato os procedimentos para reciclar a contagem decrescente com os relógios a voltarem a T-5m (1446UTC). A suspensão da contagem decrescente da decidida pelo *Eastern Range* que às 1447UTC dava nova luz verde para a sua continuação.

Durante esta fase o estágio Centaur era constantemente reabastecido com os seus propolentes criogénicos (oxigénio líquido e hidrogénio líquido) que se evaporavam naturalmente. Às 1458UTC era anunciada uma nova hora de lançamento para as 1508UTC, no entanto um membro da equipa de controlo do lançamento anunciava de seguida que tal não seria possível devido à necessidade de se proceder ao recondicionamento do estágio Centaur (mais precisamente ao arrefecimento de uma conduta de hidrogénio líquido que não estaria pronta na nova hora de lançamento). Às 1532UTC era anunciada uma nova hora de lançamento para as 1550UTC com a contagem decrescente a ser retomada às 1545UTC (T-5m). Esta última fase da contagem decrescente é controlada pelo sistema PAGE (*Programmable Aerospace Ground Equipment*).



A T-2m (1548UTC) o estágio Centaur começou a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia, bem como o sistema FTS (*Flight Termination System*). No entanto ainda não seria desta vez que a contagem decrescente chegaria ao fim, pois a T-81s (1548UTC) era novamente suspensa devido ao facto de o sistema PAGE ter detectado que o estágio Centaur não se encontrava pronto para o lançamento. Às 1552UTC o satélite Milstar voltava a utilizar o fornecimento de energia externo. Após a resolução do problema uma nova hora para o lançamento (1730UTC) foi anunciada às 1705UTC.

Às 1718UTC foi levada a cabo uma verificação por parte do controlador do voo a todos os sistemas do lançador e do satélite e às 1721UTC o *Eastern Range* dava luz verde para a continuação da contagem decrescente às 1725UTC. O satélite Milstar voltava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia a T-4m25s e às 1728UTC (T-2m) o estágio Centaur voltava a utilizar as suas baterias internas, bem como o sistema FTS.

Porém, o Titan-4 (B-35) não deixaria a plataforma de lançamento neste dia pois às 1728UTC (T-1m54s) a contagem decrescente voltava a ser interrompida pelo PAGE e devido ao mesmo problema com o estágio Centaur. O satélite Milstar voltava a utilizar as fontes externas de energia às 1730UTC e às 1740UTC o lançamento era adiado por 48 horas devido a vários problemas técnicos tanto com o lançador como com o *Eastern Range*.

No dia 7 de Abril a USAF previa que as condições atmosféricas seriam 60% desfavoráveis para o lançamento no dia seguinte, elevando este valor para 80% para o dia 9 de Abril. Entretanto os preparativos continuavam no Cabo Canaveral, repetindo-se todos os procedimentos que já haviam sido tomados no dia 6 de Abril.

Às 0615UTC as portas gigantes da torre de serviço móvel do Complexo SLC-40 eram abertas em antecipação da deslocação da própria torre, o que veio a acontecer às 0730UTC. Às 1135UTC já se procedia ao abastecimento do estágio superior Centaur com os propelentes criogénicos e ao contrário do que era previsto as condições atmosféricas eram favoráveis para o lançamento, com escassas nuvens altas, uma ligeira brisa e temperaturas amenas no Cabo Canaveral. Porém, e em demonstração dos sistemas dinâmicos que são as massas de ar atmosféricas, pelas 1300UTC o critério de lançamento que diz respeito às condições atmosféricas era violado (“no go”) como surgimento de algumas nuvens provenientes de tempestades electromagnéticas localizadas a Oeste do cabo Canaveral. No entanto, esta situação não representou qualquer risco no que diz respeito ao adiamento do lançamento, pois rapidamente se afastaram da costa da Florida e às 1314UTC o critério de lançamento no que diz respeito às condições atmosféricas já não era violado.

De referir que caso este lançamento não tivesse lugar a 8 de Abril, só se poderia realizar no dia 14 de Abril devido a problemas que poderiam surgir com as baterias do lançador.

Às 1324UTC (T-9m) o estágio Centaur já se encontrava abastecido com os seus propelentes criogénicos sendo constantemente reabastecido devido à natureza volátil dos líquidos. A contagem decrescente entrava na sua paragem final



às 1328UTC (T-5m) permitindo aos técnicos da *Lockheed Martin* verificarem a existência de qualquer problema como lançador e a sua carga. No entanto tal não se verificou e a contagem decrescente foi retomada às 1338UTC (T-5m) após o *Eastern Range* ter dado a luz verde para o lançamento. Esta fase final da contagem decrescente foi novamente controlada pelo sistema computadorizado PAGE.

Às 1339UTC (T-4m) era confirmado que o satélite Milstar já se encontrava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e às 1341UTC (T-2m) era a vez do estágio Centaur começar a utilizar as suas baterias internas, acontecendo o mesmo com o sistema FTS. O FTS era armado às 1341UTC (T-1m20s) e a T-1m o sistema de orientação do estágio Centaur era transferido para controlo interno.

O lançamento tinha lugar às 1343UTC e o foguetão entrava numa trajectória com um azimute de voo de 93° após realizar uma manobra de rotação e translação. No momento T=0s só entram em ignição os dois propulsores laterais de combustível líquido que são o único meio de propulsão nos até T+2m11s, altura

em que o motor do estágio principal do Titan-4B entra em ignição (1345UTC). A separação dos dois propulsores sólidos teve lugar às 1345UTC (T+2m40s) e a separação da ogiva de protecção do satélite teve lugar às 1346UTC (T+3m40s).

A queima do motor do estágio principal termina às 1348UTC (T+5m5s), dando-se de seguida a separação do primeiro estágio com a ignição do segundo estágio a T+3m30s que funciona até às 1352UTC (T+9m23s). Retro-foguetões levam a cabo a separação do segundo estágio do estágio Centaur que entra em ignição a T+9m57s. O final da primeira queima do Centaur (MECO 1) tem lugar às 1354UTC (T+11m26s) atingindo-se uma órbita com um apogeu de 178,63 km de altitude, um perigeu de 168,98 km de altitude e uma inclinação orbital de 28,6° em relação ao equador terrestre. O estágio Centaur e o satélite Milstar permaneceram nesta órbita até T+65m31s altura em que o estágio criogénico entrou novamente em ignição na primeira de duas fases para colocar o satélite na órbita geossíncrona. Esta segunda queima elevou o apogeu para os 35.789,22 km de altitude e o perigeu para os 205,99 km de altitude, alterando a inclinação para os 26,7°. A última ignição do Centaur teve lugar a T+6h15m, elevando o perigeu para os 35.742,55 km de altitude e alterando a inclinação orbital para os 4,5°. Após a terceira queima do Centaur o estágio separou-se do Milstar-2 F4.

Após entrar em órbita terrestre o Milstar-2 F4 / Milstar-6 / USA-169 recebeu a designação internacional 2003-012A e o número de catálogo 27711. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 9 de Abril – Ariane-5G (V160/L514 ‘Ville de Bourdeaux’ – ‘Cittá di Colleferro’)

### Insat-3A; Galaxy-12

**Lançamento orbital n.º 4.261**  
**Lançamento Arianespace n.º 160 (3,755%)**  
**Lançamento Kourou n.º 155 (3,638%)**

A missão V160 terá sido uma das missões mais importantes levadas a cabo pela *Arianespace* nos últimos meses, pois atribuiu a confiança necessária no foguetão Ariane-5 após o desaire do lançamento inaugural da versão ECA em Dezembro de 2002.

Esta foi a 14ª missão do lançador europeu Ariane-5G que neste voo foi baptizado em homenagem às cidades de Boudeaux e de Colleferro (*‘Ville de Boudeaux’* e *‘Cittá di Colleferro’*), querendo a *Arianespace* dedicar cada voo do Ariane-5G às cidades nas quais são fabricados componentes do sistema deste lançador. O Ariane-5G (Generic) é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. Designados SPB235, cada propulsor tem um peso bruto de 269.000 kg, pesando 34.000 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 kgf no vácuo. O Ies é de 286 s e o Tq é de 123 s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,0 metros e um diâmetro de 3,0 metros. Estão equipados com um motor P230 que consome combustível sólido. O P230 é construído pela empresa francesa SNPE.

O primeiro estágio do Ariane-5G, H155, tem um comprimento de 30,0 metros e um diâmetro de 5,4 metros. Tem um peso bruto de 170.000 kg e um peso sem combustível de 15.000 kg. O seu motor criogénico Vulcain (com um peso de 1.300 kg) é capaz de desenvolver 109.619 kgf no vácuo, com um Ies 431 s e um Tq de 605 s. O Vulcain é construído pela empresa francesa SEP.

O segundo estágio do Ariane-5G, L-5, tem um comprimento de 3,3 metros e um diâmetro de 4,0 metros. Tem um peso bruto de 9.380 kg e um peso sem combustível de 2.180 kg. O seu motor L7 (com um peso de 110 kg) é capaz de desenvolver 2.800 kgf no vácuo, com um Ies 320 s e um Tq de 810 s. Consumindo N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH, o L7 é construído pela empresa alemã MBB.



Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
V128	Ariane-5G (L505)	21-Mar-00	23:28:00	AsiaStar (00-16A/26107) Insat-3B (00-16B/26108)
V130	Ariane-5G (L506)	14-Set-00	22:54:00	Astra-2B (00-54A/26494) GE-7 (00-54B/26495)
V135	Ariane-5G (L507)	16-Nov-00	1:07:00	PAS-1R (00-72A/26608) Oscar-40 (00-72B/26609) STRV-1c (00-72C/26610) STRV-1d (00-72D/26611)
V138	Ariane-5G (L508)	20-Dez-00	0:26:00	Astra-2D (00-81A/26638) GE-8 (00-81B/26639) LDREX (00-81C/26640)
V140	Ariane-5G (L509)	08-Mar-01	22:51:00	Eurobird-1 (01-011A/26719) BSat-2a (01-011B/26720)
V142	Ariane-5G (L510)	12-Jul-01	21:58:00	Artemis (01-29A/26863) BSat-2b (01-29B/26864)
V145	Ariane-5G (L511)	01-Mar-02	1:07:59	Envisat (02-009A/27386)
V153	Ariane-5G (L512)	05-Jul-02	23:22:00	Stellat-5 (00-035A/27460) N-Star c (00-035B/27461)
V155	Ariane-5G (L513)	28-Ago-02	22:45:17	Atlantic Bird 1 (02-040A/27508) MSG-1 (02-040B/27509)
V160	Ariane-5G (L515)	09-Abr-03	22:52:19	Insat-3A (03-013A/27714) Galaxy-12 (03-013B/27715)

### Os satélites Insat-3A e Galaxy-12



Pertencendo ao ISRO (*Indian Space Research Organization*), o satélite indiano Insat-3A é um veículo multi-usos com capacidade para fornecer serviços de telecomunicações, retransmissão de sinal de TV, serviços meteorológicos e serviços de busca e salvamento. Tendo um peso de 2.958 kg, transporta 24 repetidores (12 em banda-C, 6 em banda-ExtC e 6 em banda-Ku), e dos 12 repetidores em banda-C, 9 fornecem uma cobertura mais vasta enquanto que os restantes 3 estão destinados a cobrir o território indiano. Para a observação meteorológica, o Insat-3A transporta radiômetro VHRR (*Very High Resolution Radiometer*) com uma resolução de 2,0 km na banda do visível e com uma resolução de 8,0 km na banda do infravermelho e do vapor de água (nuvens). Por outro lado, transporta também uma câmara equipada com um CCD (*Charged Coupled Device*) que opera no visível e nas bandas do infravermelho curto, com uma resolução espacial de 1,0 km. Um repetidor DRT (*Data Relay Transponder*) que opera em UHF (*Ultra High Frequency*) está incorporado para a recolha de dados hidrometeorológicos provenientes de estações automáticas localizadas no solo e nos leitos de alguns rios. Após a obtenção dos dados por parte do satélite, estes são retransmitidos em banda-C para uma estação central.

O satélite tem uma forma cúbica com as dimensões 2,0 m x 1,77 m x 2,8 m, medindo 24,4 metros de comprimento com os seus painéis solares estão abertos. Duas baterias de Ni-H fornecem a energia necessárias durante a parte nocturna da órbita do satélite. O satélite é estabilizado nos seus três eixos espaciais utilizando para tal sensores terrestres, solares, unidades de referência inercial e dispositivos de torque magnético. Está também equipado com motores de controlo de atitude. Para comunicações possui duas antenas e uma antena fixa que pode levar a cabo várias comunicações, além de receber e transmitir funções.

O Insat-3A transporta também um outro repetidor destinado à busca e salvamento auxiliado por satélite, sendo a contribuição da Índia para o programa SASR (*Satellite Aided Search and Rescue*).

A colocação em órbita do Insat-3A utilizou um procedimento normal com o veículo a ser colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona e a utilizar o seu próprio motor para elevar e seu perigeu orbital.



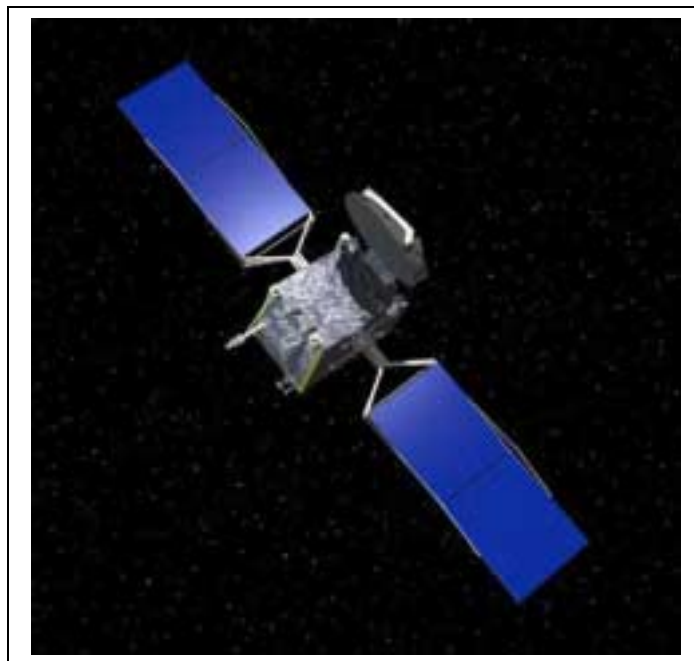
O Insat-3A é o terceiro satélite da série Insat-3, sendo os satélites Insat-3B e Insat-3C lançados anteriormente<sup>4</sup> estando a fornecer serviços regulares. Comissionado em 1983, o serviço Insat é o maior sistema de comunicações doméstico da região da Ásia-Pacífico. Actualmente está composto por cinco satélites (Insat-2DT, Insat-2E, Insat-3B, Insat-3C e Kalpana-1 'MetSat') com uma capacidade total de mais de 500 repetidores em bandas C, ExtC e Ku, além de vários instrumentos meteorológicos.

Os satélites Insat-3D e Insat-3E têm lançamentos agendados para os próximos dois anos, seguindo-se a série de satélites Insat-4.

O satélite de telecomunicações Galaxy-12 tem um peso de 1.760 kg e foi construído pela *Orbital Sciences Corporation*, sendo operado pela PanAmSat. O satélite é baseado na plataforma Star-2 e está equipado com 24 repetidores em banda-C que servem o território dos Estados Unidos (incluindo o Alasca e as Ilhas do Havai). O Galaxy-12 deverá ter uma vida útil de 15 anos na órbita geossíncrona, sendo utilizado para a retransmissão de serviços de telecomunicações e multimédia.

### Preparação e desenrolar da missão V160

Como em todas as contagens decrescentes em qualquer lançamento espacial, esta contém todos os passos preparatórios para o lançador, os seus satélites e o local de lançamento. Uma contagem decrescente bem sucedida termina com a ignição do motor principal e dos propulsores laterais de combustível sólido do Ariane-5, levando ao lançamento na hora prevista e tão cedo quanto possível dentro da janela de lançamento prevista para esse voo. Assim, a contagem decrescente culmina numa sequência sincronizada de eventos que é dirigida por uma estação de controlo e por computadores de bordo do lançador, iniciando-se esta sequência a T-7 minutos.



Se alguma interrupção na contagem decrescente implica que o momento  $T=0$  s venha a ter lugar fora da janela de lançamento, então o lançamento é adiado por um ou mais dias, dependendo do problema que deu origem à interrupção e da sua solução.

A atitude e trajectória do Ariane são totalmente controladas pelos dois computadores de bordo localizados na VEB. Os dois propulsores laterais de combustível sólido entram em ignição 7,05 segundos após a ignição do primeiro estágio criogénico a  $T=0$  s, iniciando assim o lançamento (descolagem). O lançador inicia um voo vertical de seis segundos e de seguida leva a cabo uma rotação em direcção a Este. Mantém uma atitude que permite que o eixo longitudinal do lançador permaneça paralelo ao seu vector de velocidade, em ordem a minimizar as cargas aerodinâmicas durante toda a fase atmosférica do voo, até que os propulsores laterais de combustível sólido são separados e descartados. Nesta fase dar-se-á a separação da ogiva de protecção dos satélites.

Após a finalização desta fase do voo, o computador de bordo optimiza a trajectória em tempo real, minimizando o consumo de propelente de forma a colocar o lançador numa órbita intermédia programada para o final da combustão do estágio principal e depois na órbita final ao terminar a combustão do estágio superior criogénico. O primeiro estágio deveria cair junto da costa de África no Oceano Atlântico (Golfo da Guiné).

O 159º lançamento de um Ariane, o 15º lançamento de um Ariane-5 e o 2º lançamento de um Ariane em 2003, começou a ser preparado a 14 de Janeiro com a chegada do satélite Insat-3A ao Centro Espacial de Kourou, na Guiana Francesa, proveniente das instalações do ISRO na Índia. No dia 20 de Janeiro procedeu-se à elevação do estágio criogénico do Ariane-5G sobre a plataforma móvel de lançamento tendo permanecido nessa posição até ao dia 22, levando-se a cabo a realização de testes dos sistemas de abastecimento do estágio superior. Nesse dia o estágio foi colocado na plataforma, seguindo-se os dois propulsores laterais de combustível sólido que foram acoplados ao estágio criogénico. A montagem dos do segundo estágio e da área de controlo do foguetão (VEB – *Vehicle Equipment Bay*) deu-se a 24 de Janeiro.

<sup>4</sup> O satélite Insat-3B (26108 2000-016B) foi colocado em órbita a 21 de Março de 2000 por um foguetão Ariane-5G (V128/L505) a partir do Complexo ELA-3 de CSG Kourou. O satélite Insat-3C (27298 2002-002A) foi colocado em órbita por um foguetão Ariane-42L (V147) no dia 23 de Janeiro de 2002 (2252UTC) a partir do Complexo ELA-2 de CSG Kourou.



O processamento do Ariane-5G foi então suspenso por alguns dias no final de Janeiro após a emissão do relatório da Comissão que investigou as causas do acidente com o primeiro Ariane-5ECA. A pausa do processamento da missão V160 permitiu aos técnicos e engenheiros da *Arianespace* levar a cabo uma análise da tubeira do motor Vulcain-1 antes de se emitir uma autorização formal para o próximo lançamento.

Entretanto a 4 de Fevereiro chegava a Kourou o satélite de comunicações Galaxy-12. As operações de abastecimento do Galaxy-12 iniciaram-se a 17 de Fevereiro, enquanto que para o Insat-3A o processo de abastecimento foi iniciado a 1 de Março.

O processamento do lançador foi reiniciado a 25 de Março com a transferência do veículo desde o edifício de integração e montagem para o edifício de montagem final no interior do qual recebeu a sua ogiva contendo os dois satélites a colocar em órbita. Os trabalhos de integração dos satélites no lançador foram iniciados a 26 de Março, com o Galaxy-12 a ser colocado sobre o estágio superior do foguetão a 31 de Março seguindo-se o adaptador Sylda-5 com o Insat-3A no dia 31 de Março.

No dia 3 de Abril o segundo estágio do Ariane-5G foi abastecido com os seus propolentes hipergólicos e no dia seguinte foi levado a cabo um ensaio geral do lançamento. No dia 6 de Abril os oficiais encarregues de dirigir o lançamento levaram a cabo uma reunião durante a qual todos os aspectos da missão (veículo lançador, carga e sistemas terrestres) foram discutidos.

O Ariane-5G V160 foi transportado para a plataforma de lançamento ELA-3 no dia 7 de Abril no entanto o lançamento seria adiado no dia seguinte devido a problemas registados no satélite Insat-3A no qual foi registado que sinal proveniente de um de dois transmissões instalados no satélite era mais fraco do que estava previsto. Como o problema não seria resolvido antes do encerramento da janela de lançamento, o ISRO solicitou à *Arianespace* o adiamento do lançamento.



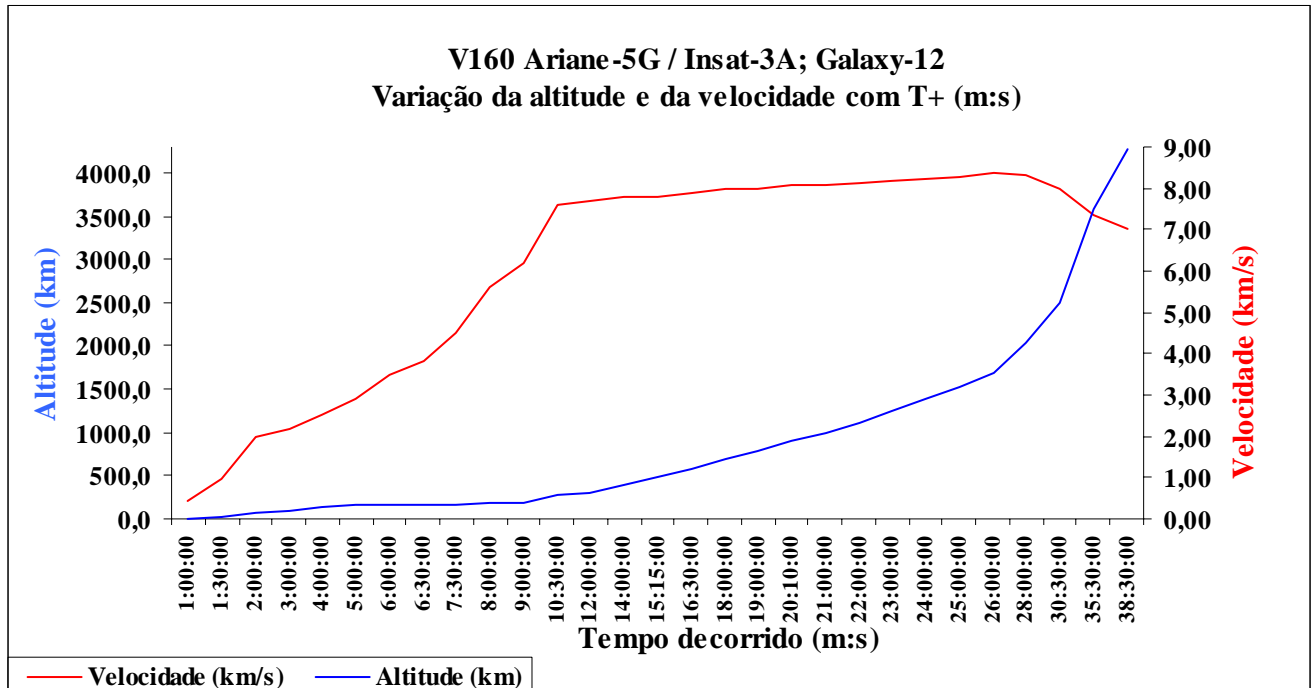
Após a resolução do problema com o Insat-3A decidiu-se prosseguir com o lançamento da missão V160 no dia 9 de Abril. Às 2229UTC (T-20m) a contagem decrescente entrava na sua fase final, entrando numa paragem às 2242:23UTC (T-7m) e sendo retomada às 2245:23UTC (T-7m), após se proceder ao reajustamento de uma sequência relacionada com a preparação do motor Vulcain-1 do primeiro estágio.

A sequência sincronizada de lançamento teve início às 2245:53UTC (T-6m30s), com os computadores agora em controlo dos procedimentos. Nesta fase a contagem decrescente é controlada por dois computadores, estando um localizado a bordo do Ariane-5G e outro localizado no complexo de lançamento ELA-3. A T-6m (2246:23UTC) procedia-se à verificação dos conteúdos de oxigénio e hidrogénio líquido no primeiro estágio do lançador e procedia-se à armação das barreiras pirotécnicas do veículo. A pressurização dos tanques do primeiro estágio tinha lugar às 2248:23UTC (T-4m) e às 2249:23UTC (T-3m) era introduzida no computador a hora exacta para o lançamento.

Às 2250:23UTC (T-2m) eram abertas as válvulas do motor Vulcain-1e às 2251:23UTC (T-1m) eram encerradas as válvulas que permitiam o arrefecimento do motor. A T-37s (2251:46UTC) era iniciada a sequência automática de ignição e o sistema de supressão das ondas de choque utilizando toneladas de água foi accionado a T-30s (2251:53UTC). A T-22s (2252:01UTC) o controlo total do lançamento foi dado ao computador de bordo do Ariane-5 e o motor Vulcain-1 encontrava-se pronto para a ignição a T-18s (2252:05UTC) após o arrefecimento por hidrogénio. O sistema de queima do hidrogénio residual sobre o motor Vulcain-1 foi accionado a T-6s (2252:17UTC) e a T-3s (2252:20UTC) todos os sistemas

internos do veículo ficam encarregues do lançamento com os dois sistemas de orientação inercial a passaram para o modo de voo. A ignição do motor Vulcain-1 teve lugar a T=0s (2252:23UTC) e entre T+4s (2252:27UTC) e T+7s (2252:30UTC) o computador procedeu à verificação de todos os sistemas antes da entrada em ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido a T+7s com a descolagem a decorrer a T+7,3s (2252:30,3UTC).

O veículo rapidamente abandonou o complexo ELA-3 e após executar uma manobra de reorientação seguiu uma trajectória em direcção a Este. A evolução da altitude do veículo e da sua velocidade estão representadas no gráfico.



A separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido, que proporcionaram 90% da força inicial no lançamento, deu-se às 2254:53UTC (T+2m30s) e a separação da ogiva de protecção dos satélites teve lugar a T+3m15s (2255:38UTC).

Conforme se pode observar no gráfico, às 2258:53UTC (T+6m30s) o foguetão deixou de ganhar altitude conseguindo assim aumentar a sua velocidade de 3,8 km/s para 6,2 km/s aos T+9m (2301:23UTC). Entretanto, às 2300:23UTC (T+8m) a estação de rastreio de Natal, Brasil, começava a receber a telemetria do lançador.

O final da queima do primeiro estágio teve lugar às 2302:43UTC (T+10m20s), acabando por cair sobre o Oceano Pacífico antes de completar uma volta em torno do planeta. O segundo estágio entrava em ignição com a confirmação a surgir às 2302:48UTC. A estação de rastreio da Ilha de Ascensão começava a captar os sinais do lançador às 2304:53UTC, enquanto que a estação de rastreio de Malindi, Quênia, começava a receber os sinais do Ariane-5G às 2314:23UTC, quando o veículo se encontrava a 1.1118 km de altitude

e a viajar a uma velocidade de 8,14 km/s. O final da queima do segundo estágio tinha lugar às 2319:53UTC (T+27m30s). Antes da separação do primeiro satélite o segundo estágio orientou-se para se colocar na atitude correcta para a separação do Insat-3A que teve lugar às 2321:45UTC (T+29m22s). Após a separação do Insat-3A, o segundo estágio do Ariane-5G reorientou-se novamente para se proceder à separação do adaptador Sylda-5, abrindo assim caminho para a separação do satélite Galaxy-12. O adaptador Sylda-5 separou-se do segundo estágio do Ariane-5G às 2325:23UTC (T+33m). Com a separação do Sylda-5, o Galaxy-12 estava agora a minutos de se separar do segundo estágio do Ariane que novamente se reorientou para se colocar na atitude correcta para a largada do satélite. O Galaxy-12 acabou por se separar do seu lançador às 2331:06UTC (T+38m43s), terminando assim a missão V160.

Ambos os satélites ficaram colocados numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 36.055 km de altitude, um perigeu de 859 km de altitude e uma inclinação orbital de 1,99° em relação ao equador terrestre.

Posteriormente o Insat-3A foi colocado na órbita geossíncrona num ponto a 93,5° longitude Este sobre o equador e a uma altitude de cerca de 35.887,39 km sobre o Golfo de Bengala, com a terceira e última manobra a ter lugar às 2003UTC do dia 14 de Abril. Esta manobra foi controlada desde o denominado *Master Control Facility* (MCF) localizado em Hassan e, tal como as manobras anteriores, foi levada a cabo utilizando o *440 Newton Liquid Apogee Motor* do Insat-3A que foi accionado por 3m41s.

O motor *440 Newton Liquid Apogee Motor* do Insat-3A foi accionado por um tempo total de 130m23s durante três fases levadas a cabo a 11, 12 e 14 de Abril, adicionando uma velocidade de 1.411 km/s no apogeu orbital de forma a tirar o Insat-3A da sua órbita de transferência na qual tinha sido colocado após a separação do segundo estágio do seu lançador. No dia 15 de Abril procedeu-se à abertura dos painéis solares e das antenas de comunicação do satélite.

Por seu lado o satélite Galaxy-12 foi posteriormente manobrado para um ponto localizado a 74° longitude Oeste sobre o equador.

Após entrar em órbita terrestre o Insat-3A recebeu a designação internacional 2003-013A e o número de catálogo 27714, enquanto que o Galaxy-12 recebeu a designação internacional 2003-013B e o número de catálogo 27715. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 12 de Abril – Atlas-3B (AC-205)

### AsiaSat-4 (AsiaSat-1R)

O 14º lançamento orbital de 2003 foi levado a cabo no dia 12 de Abril, Dia da Cosmonáutica, por um foguetão Atlas-3B que colocou em órbita o satélite de comunicações chinês AsiaSat-4. O lançamento teve lugar às 0047UTC a partir do Complexo SLC-36B do Cabo Canaveral.

#### O satélite AsiaSat-4

O satélite AsiaSat-4 é um veículo baseado no modelo Boeing 601HP com um peso de 4.042 kg no lançamento. O AsiaSat-4 é o satélite mais potente da frota de satélites da *AsiaSat*, estando equipado com 28 repetidores em Banda-C e 20 repetidores em banda-Ku, prevendo-se que funcione na órbita geossíncrona por um período de 15 anos. Este satélite irá cobrir mais de 40 países e regiões desde a Nova Zelândia até ao Médio Oriente, utilizando a sua cobertura em banda-C enquanto que a sua cobertura em banda-Ku irá consistir em dois focos destinados para o Oeste Asiático e para a Austrália. Irá também fornecer um novo serviço BSS (*Broadcast Satellite Service*) com o modelo DTH (*Direct-to-Home*) para região de Hong Kong e zonas adjacentes.

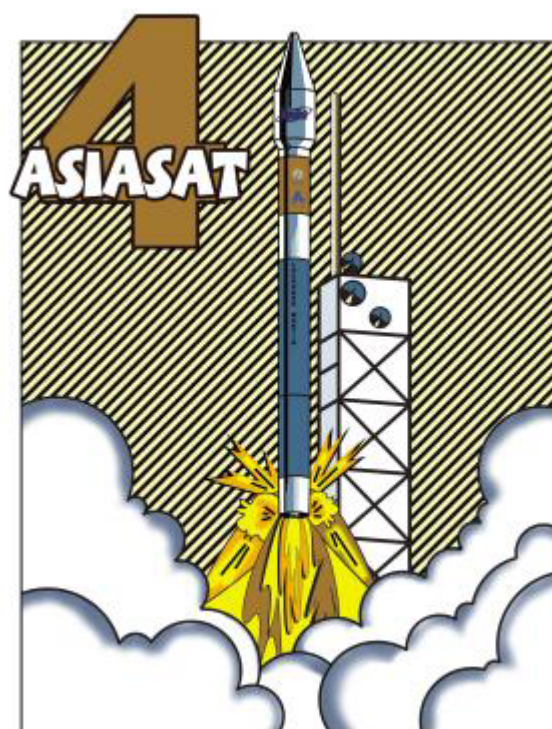
O AsiaSat-4 está desenhado para providenciar serviços de satélite avançados incluindo canais de televisão DTH, serviços de banda larga e soluções de IP, além de serviços de telecomunicações tais como redes privadas para telefonia comercial e rural na Ásia-Pacífico.

#### O foguetão lançador Atlas-3B

O Atlas-3B é um lançador a dois estágios capaz de colocar cargas de 4.500 kg em órbitas de transferência para a órbita geossíncrona. A versão 3B não possui qualquer propulsor lateral a combustível sólido e actualmente é a versão mais potente da família dos lançadores Atlas-3.

O estágio Atlas tem um diâmetro de 3,3 metros e um comprimento de 29 metros. Os tanques de combustível são construídos com aço inoxidável altamente resistente à corrosão e as suas paredes são extremamente finas. O tanque de RP-1 e o tanque de LOX estão separados por uma secção elipsoidal intermédia. A integridade estrutural é mantida em voo pelo sistema de pressurização e no solo pela pressão interna do próprio tanque ou então pela aplicação de forças mecânicas.

Lançamento orbital n.º 4.262  
Lançamento E.U.A. n.º 1.270 (29,798%)  
Lançamento Cabo Canaveral n.º 657 (15,415%)





O Atlas utiliza o sistema de aviônicos do estágio superior Centaur para orientação, controlo de voo e sequenciamento de funções.

A propulsão do Atlas é fornecida pelo motor RD-180 desenvolvido pela *NPO Energomash*, Khimky, Rússia. O RD-180 deriva do motor RD-170 (utilizado nos lançadores 11K25 Energiya e 11K25 Energiya-M) e possui duas câmaras de combustão. Utiliza a alta performance, operacionalidade e características de reutilização do RD-170, de forma a cumprir as exigências de propulsão dos lançadores americanos. O RD-180 é uma unidade total de propulsão com dispositivos hidráulicos para controlo da actuação das válvulas do motor e da orientação vectorial da direcção da força de propulsão. Como propelentes utiliza querosene e LOX, sendo capaz de desenvolver no vácuo 423.050 kgf com um Ies de 338 s e Ies-nm de 311 s, tendo um tempo de queima de 150 s. O motor tem uma massa de 5.393 kg, um diâmetro de 3,2 metros, uma altura de 3,8 metros e atinge uma pressão na câmara de combustão de 257,00 bar.

O adaptador inter estágio em alumínio faz a ligação física do Atlas com o estágio superior Centaur e ambos são separados em voo por uma carga localizada no anel dianteiro do adaptador. O estágio superior Centaur tem um diâmetro de 3,1 metros e um comprimento de 11,7 metros. Utiliza propelentes de alta energia (LOX e LH<sub>2</sub>) separados por uma antepara intermédia de dupla parede. Os tanques de combustível são construídos em aço inoxidável resistente à corrosão e possuem paredes muito finas. A pressurização dos tanques é mantida por pressão interna ou por aplicação de forças mecânicas.

O Atlas-3B e a família dos lançadores Atlas-5 utilizam o chamado “*Common Centaur*”, que é um estágio comum aos lançadores. O “*Common Centaur*” introduz mais 1,7 metros de tanque, que permite utilizar mais combustível o que por sua vez permite maior duração de queimas e aumento da performance.

O Centaur utiliza dois motores RL10A-4-1B com tubeiras extensíveis e é fabricado pela *Pratt & Whitney*. Os motores podem ser reactivados e são capazes de múltiplas ignições no espaço. Atinge uma força no vácuo de 10.110 kgf, tendo um tempo de queima de 740 s e um Ies de 451 s. Tendo um diâmetro de 1,5 metros, pesa 167 kg e possui uma câmara de combustão.

O estágio Atlas, o estágio Centaur e os seus componentes são construídos pela *Lockheed Martin Space Systems Company*, *Astronautics Operations*, em Denver – Colorado; San Diego – Califórnia e Harlingen – Texas. Os estágios são depois transportados desde Denver para o Cabo Canaveral, onde se realiza a integração e verificação final no Complexo de Lançamentos n.º 36.

#### A missão AC-204



A missão AC-204 foi o 64º lançamento consecutivo com sucesso para a família de lançadores Atlas desde 1993, sendo também a 3ª missão de um Atlas-3 desde 2000. Esta missão foi dirigida pela ILS (*International Launch Services*) que é uma companhia formada pelas empresas Lockheed Martin, Khrunichev e RSC Energiya, para comercializar os lançadores Atlas e Proton (e possivelmente no futuro os lançadores Angara). Esta foi a primeira missão de 10 missões da ILS em 2003.

O lançamento esteve inicialmente previsto para ter lugar no dia 28 de Maio de 2002, mas acabou por ser adiado devido a atrasos na preparação do satélite AsiaSat-4. Uma nova data de lançamento seria agendada para 13 de Janeiro e posteriormente para 5 de Fevereiro. Finalmente o lançamento foi marcado para o dia 11 de Abril, mas mais uma vez acabou por ser adiado para o dia seguinte devido à presença de ventos fortes em altitude que violavam os critérios de lançamento.

Na contagem decrescente final as previsões atmosféricas apontavam para uma probabilidade de 80% de condições aceitáveis para o lançamento, sendo a maior preocupação a presença de algumas nuvens e ventos em altitude. Às 2053UTC (T-150m) dava-se a chamada “*Man Stations For Integrated*

*Launch Operations*” com a contagem decrescente a ser controlada desde a *Blockhouse* do Complexo 36 onde uma equipa de 120 membros supervisionava todos os aspectos do lançamento. Às 2108UTC era dada a ordem para a remoção da torre móvel de serviço da plataforma de lançamento. Esta torre é utilizada para permitir o acesso a todas as áreas do lançador



enquanto o veículo permanece na plataforma de lançamento, protegendo-o também das condições atmosféricas. A contagem decrescente entrava numa paragem de 30 minutos às 2138UTC (T-105m) com a USAF a anunciar a existência de um período na janela de lançamento durante o qual não é possível este ser levado a cabo. Estes períodos, denominados COLA (*COLL*ision *A*voidance), são introduzidos na contagem decrescente de forma a evitar que um foguetão seja lançado numa trajetória que o coloque muito perto de um veículo já em órbita. O período COLA para este lançamento decorria entre as 0027:37UTC e as 0036:46 UTC do dia 12 de Abril.

A contagem decrescente foi retomada às 2208UTC (T-105m) e às 2211UTC a área de segurança em torno da plataforma de lançamento era verificada antes do início das operações de abastecimento do lançador. Foi também iniciada a operação de arrefecimento de forma a levar a cabo o acondicionamento térmico das tubagens de oxigénio líquido da plataforma de lançamento. Entretanto às 2220UTC dava-se o alinhamento final das unidades de navegação inercial do Atlas e as preparações finais do sistema de controlo de voo foram iniciadas. Às 2222UTC terminava o processo de acondicionamento térmico na plataforma SLC-36B era dada luz verde para o início do abastecimento do estágio Centaur com o oxidante extremamente frio. Às 2242UTC era a vez do sistema de abastecimento de hidrogénio líquido ser acondicionado termicamente em preparação da bombagem do líquido a uma temperatura de  $-252,78^{\circ}\text{C}$ . Nesta altura era também selada a porta de acesso à sala de controlo (*Blockhouse*) do Complexo 36. De salientar que esta sala está localizada a 426 metros da plataforma de lançamento.

A capacidade do tanque de oxigénio líquido atingia os 95% às 2247UTC e de seguida (2255UTC) foi iniciado o abastecimento de forma mais lenta até atingir a capacidade total do tanque. De notar que o tanque de combustível é mantido na sua capacidade total ao se permitir um abastecimento constante substituindo assim o propolente que se evapora naturalmente. Nesta hora era também dada a autorização para se iniciar o abastecimento do tanque de oxigénio líquido do estágio Atlas. Às 2301UTC terminava o acondicionamento térmico das condutas de hidrogénio líquido e era dada a luz verde para o abastecimento do estágio Centaur com LH<sub>2</sub>.

O tanque de oxigénio líquido do estágio Centaur atingia os níveis de voo às 2320UTC, enquanto o tanque de hidrogénio líquido atingia os 80%. Às 2323UTC iniciava-se um teste do sistema FTS (*Flight Termination System*) que seria utilizado para destruir o lançador caso surgisse algum problema nas fases iniciais do lançamento.

Os dois estágios do lançador chegavam aos níveis de voo às 2336UTC e tudo estava pronto para o lançamento. Às 2343UTC o AsiaSat-4 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e a contagem decrescente entrava numa paragem de 15 minutos às 2348UTC (T-5m). Nesta altura a equipa de controlo verificou todos os sistemas do foguetão e do satélite, e levou a cabo uma série de revisões para se assegurar do estado de prontidão para o lançamento. A paragem na contagem decrescente foi prolongada às 2353UTC por mais 15 minutos para que os engenheiros pudessem analisar melhor uma mensagem de erro enviada por um computador no solo, levando a cabo também a análise a algumas flutuações num nível de corrente do lançador. A paragem na contagem decrescente seria novamente prolongada às 0008UTC do dia 12 de Abril para que a hora do lançamento ficasse localizada no final do período COLA anunciado anteriormente.

Às 0028UTC era anunciado que todos os sistemas estavam prontos para o lançamento e a sequência de enchimento de combustível do motor RD-180 era iniciada. Porém, às 0029UTC era anunciado que os critérios relacionados com os ventos em altitude estavam a ser violados e que o lançamento não seria autorizado caso estas condições se mantivessem. Em resultado, a hora da ignição era adiada por mais 10 minutos às 0030UTC. Com os problemas relacionados com os ventos em altitude resolvidos e após a introdução de um novo perfil de lançamento no computador de navegação do Atlas-3B, a contagem decrescente era retomada às 0042UTC (T-5m). às 0043UTC (T-4m) o estágio Atlas e o sistema FTS começavam a utilizar as suas fontes internas de combustível.

Às 0044UTC (T-3m) o querosene RP-1 era introduzido no motor RD-180, condicionando-o para o lançamento e às 0045UTC (T-2m) era iniciada a pressurização do foguetão lançador. Nos segundos seguintes o estágio Centaur começou a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e o sistema FTS foi armado.

O motor RD-180 foi verificado como estando pronto para a ignição às 0046UTC (T-1m) e a sequência de lançamento foi iniciada a T-31s, com as válvulas o oxigénio líquido e o hidrogénio líquido a serem encerradas e os gravadores de dados do voo do Atlas a serem iniciados.

A ignição do motor RD-180 teve lugar às 0047UTC (T-2,73s). O motor foi aumentando de potência até atingir 74% da sua força total. Nos 0,30s que antecederam o momento T=0s, o computador de bordo do lançador verificou oito parâmetros essenciais e como não detectou qualquer problema permitiu o lançamento.

O Atlas-3B rapidamente abandonou a plataforma de lançamento e iniciou uma série de manobras para o colocar numa trajetória em direcção a Este sobre o Oceano Atlântico. A T+35s (0047UTC) o motor do primeiro estágio diminuiu a sua potência para 67% de forma a diminuir as forças sobre o veículo na zona de máxima pressão dinâmica nas camadas mais densas da atmosfera. Às 0048UTC (T+69s) a potência do motor foi elevada para os 87% e manteve-se até aos T+2m (0049UTC), altura em que diminuiu para 47% em preparação do final da sua queima que teve lugar a T+3m11s (0050UTC). De seguida procedeu-se à separação do estágio Atlas permitindo a extensão da tubeira do estágio Centaur

antes da sua ignição que teve lugar às 0050UTC (T+3m20s). A fase seguinte do lançamento viu a separação da ogiva de protecção do satélite AsiaSat-4 às 0050UTC (T+3m45s) numa altura em que o lançador viajava a uma velocidade de 14.161,84 km/h, encontrando-se a uma altitude de 144,84 km e a uma distância de 317,03 km do Cabo Canaveral.



O voo do Centaur / AsiaSat-4 continuou sem qualquer problema e às 0053UTC (T+6m15s) o estágio executava uma pequena manobra de forma a se poder comunicar com o sistema TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite System*) da NASA.

Às 0054UTC (T+7m40s) o lançador atingia uma altitude de 305,77 km, viajando a uma velocidade de 16.093,00 km/h e a uma distância de 1.195,71 km do Cabo Canaveral. O final da primeira queima do Centaur tinha lugar às 0102UTC (T+15m32s), tendo atingido uma órbita preliminar com um apogeu de 1.837,5 km de altitude e um perigeu de 166,6 km de altitude. O Centaur permaneceu nesta órbita por pouco mais de nove minutos até às 0111UTC (T+24m47s), altura em que foi iniciada a segunda ignição. O objectivo desta segunda ignição foi a colocação do AsiaSat-4 numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. A queima teve uma duração de 2m 59s e terminou às 0114UTC (T+27m47s). Esta segunda queima teve também como objectivo consumir todo o propelente a bordo do Centaur (denominada “*minimal residual shutdown flight*”) e colocando o satélite na melhor órbita possível.

Às 0117UTC (T+30m30s) o estágio Centaur iniciou uma ligeira rotação em torno do seu eixo longitudinal de forma a estabilizar o AsiaSat-4 antes da sua separação que veio a acontecer às 0117UTC (T+30m56s). O AsiaSat-4 ficou colocado numa órbita com um apogeu de 47.920 km de altitude, um perigeu de 201 km de altitude e uma inclinação orbital de 26,99° em relação ao equador terrestre. O valor do apogeu foi muito superior ao solicitado (34.616 km de

altitude) no entanto isto não foi um contratempo para o resultado final da missão.

Os controladores conseguiram contactar o satélite e confirmaram que este se encontrava em bom estado, sendo os sinais recebidos na estação de rastreio de *Fort Stanley Telemetry, Tracking and Control Station*, Hong Kong. O satélite foi posteriormente manobrado para a órbita geossíncrona utilizando o seu próprio motor, sendo colocado num ponto situado a 122° longitude Este.

Após entrar em órbita terrestre o AsiaSat-4 recebeu a designação internacional 2003-014A e o número de catálogo 27718. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## 24 de Abril – 8K82K Proton-K DM-2M

### Cosmos 2397

O primeiro Proton de 2003 foi lançado desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão, no dia 24 de Abril colocando em órbita um satélite militar. O lançamento teve lugar às 0423UTC e foi realizado desde a plataforma PU-24 do Complexo de Lançamento LC-81.

#### O lançador 8K82K Proton-K DM-2M

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

O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que fosse

**Lançamento orbital n.º 4.263**  
**Lançamento Rússia n.º 2.699 (63,312%)**  
**Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.115 (26,155%)**

capaz de colocar pesadas cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

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

Utilizando o estágio Block DM-2M (11S861-01), ou outros estágios superiores, o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-2M 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 1.880 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 DM-2M (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  $N_2O_4/UDMH$  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  $N_2O_4/UDMH$ .

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome  $N_2O_4/UDMH$ .

O quarto estágio, 11S861-01 (Block DM-2M), 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. Esta versão usa querosene sintético para obter um maior impulso específico. Contém também uma unidade de orientação que, apesar de diminuir a capacidade de carga, não requer que o sistema de orientação do satélite providencie qualquer comando para a orientação do estágio. O Block DM-2M tem uma versão comercial, o Block DM3, que é um estágio modificado para operar com os satélites que têm como base o modelo Hughes HS-601. O Block DM-2M é construído pela Corporação Korolev RSC Energia, Moscovo.

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
12-Nov-97	1997-070	382-01	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Kupon
6-Set-99	1999-047	388-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Yamal-101; Yamal-102
12-Mar-00	2000-013	399-01	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Ekspress-6A
17-Abr-00	2000-019	397-01	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Sesat
24-Jun-00	2000-031	394-02	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Ekspress-3A
24-Ago-01	2001-037	404-01	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Cosmos 2379
6-Out-01	2001-045		GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Raduga-1 (06)
1-Dez-01	2001-053		GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Cosmos 2380; Cosmos 2381; Cosmos 2382
10-Jun-02	2002-029		GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Ekspress-AIR
25-Dez-02	2002-060	409-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Cosmos 2394; Cosmos 2395; Cosmos 2396
24-Abr-03	2003-015		GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Cosmos 2397

O primeiro lançamento do 8K82K Proton-K DM3 teve lugar a 20 de Janeiro de 1994, quando o veículo 358-02 11S861-01 DM-2M n.º 13L colocou em órbita o satélite de comunicações Gals (22963 1994-002A) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-23).

Desde o seu primeiro lançamento já foram utilizados 13 lançadores deste tipo sem que qualquer lançamento fracassasse.

### O satélite militar Cosmos 2397

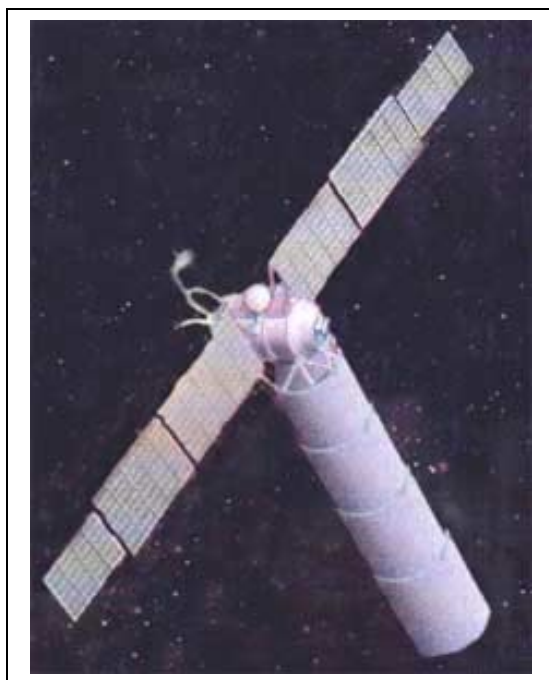
O Cosmos 2397 pertence à série de satélites US-KMO (Prognoz) também conhecida como SPRN-2. Os satélites US-KMO (71Kh6) são construídos pela empresa Lavochkin.

São veículos de aviso antecipado de segunda geração (com um peso de 2.154 kg) que deverão complementar e posteriormente substituir o sistema orbital US-KS (Oko) também destinado ao aviso antecipado. O desenvolvimento do sistema teve início em 1979 e em contraste com os veículos da primeira geração, que estavam destinados somente a detectar lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais a partir de bases em território dos Estados Unidos, o sistema US-KMO é desenhado de forma a providenciar uma cobertura dos lançamentos de mísseis a partir de submarinos. O sistema foi aceite em Março de 1985 e completou o denominado Sistema Unificado de Vigilância Espacial.

O pormenor mais importante que distingue a segunda geração destes veículos é a sua capacidade de observar o planeta na vertical. Colocados na órbita geossíncrona, estes satélites são capazes de cobrir a totalidade dos oceanos terrestres. Se estes satélites forem colocados em órbitas altamente elípticas (órbitas Molniya) poderão também cobrir as regiões polares.

Os detalhes da estruturação do sistema Prognoz não são conhecidos, no entanto parece que o sistema na sua configuração completa deverá incluir sete satélites em órbita geossíncrona e outros quatro veículos em órbitas extremamente elípticas, tendo todos os satélites a capacidade de detectar os lançamentos de mísseis balísticos em contraste com a superfície terrestre e com o coberto de nuvens.

Nesta altura é extremamente difícil especificar se um determinado veículos em órbita geossíncrona é um satélite da primeira geração (US-KO Oko) ou da segunda geração (US-KMO Prognoz).



Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Veículo Lançador	Local Lançamento
Cosmos 1940	1988-034A	19073	06-Abr-93	8K82K Proton-K DM-2 (332-01)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39
Cosmos 2133	1991-010A	21111	14-Fev-91	8K82K Proton-K DM-2 (344-02)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39
Cosmos 2155	1991-064A	21702	13-Set-91	8K82K Proton-K DM-2 (353-01)	GIK-5 Baikonur LC81 PU-23
Cosmos 2209	1992-059A	22112	10-Set-92	8K82K Proton-K DM-2 (363-01)	GIK-5 Baikonur LC81 PU-23
Cosmos 2224	1992-088A	22269	17-Dez-92	8K82K Proton-K DM-2 (357-02)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39
Cosmos 2282	1994-038A	23168	06-Jul-94	8K82K Proton-K DM-2M (365-02)	GIK-5 Baikonur LC81 PU-23
Cosmos 2345	1997-041A	24894	14-Ago-97	8K82K Proton-K DM-2M (381-01)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39
Cosmos 2350	1998-025A	25315	29-Abr-98	8K82K Proton-K DM-2M (384-02)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39
Cosmos 2379	2001-037A	26892	24-Ago-01	8K82K Proton-K DM-2M (404-01)	GIK-5 Baikonur LC81 PU-24
Cosmos 2397	2003-015A	27775	24-Abr-03	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur LC81 PU-24



O número de satélites que se crê serem da segunda geração de veículos de aviso antecipado, é demasiado baixo para permitir qualquer conclusão acerca das suas vidas operacionais. O satélite Cosmos 2224 (22269 1992-088A) permaneceu operacional durante 77 meses, sendo o veículo com maior longevidade da série. O Cosmos 2133 (21111 1991-010A) permaneceu operacional por 56 meses, enquanto que o Cosmos 2209 (22112 1992-059A) permaneceu operacional durante 50 meses, provavelmente indicando que as suas operações em órbita terrestre tiveram êxito total. Por seu lado, o satélite Cosmos 2282 (23168 1994-038A) cessou as suas operações após 17 meses, muito provavelmente devido a qualquer problema a bordo, tal como o Cosmos 2350 (25315 1998-025A) que cessou as suas manobras após dois meses de funcionamento. Por fim, o Cosmos 2379 (26892 2001-037A) continua em funcionamento.



O foguetão 8K82K Proton-K DM-2M contendo o satélite US-KMO Prognoz n.º 10, foi colocado na plataforma de lançamento PU-24 do Complexo LC81 no dia 21 de Abril de 2003, iniciando-se a preparação final para o lançamento que teve lugar no dia 24 de Abril. O estágio superior Block DM-2M transportando o Cosmos 2397, entrou numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com uma inclinação com um apogeu de 35.911 km de altitude, um perigeu de 217 km de altitude e uma inclinação orbital de 49,3° em relação ao equador terrestre. Uma segunda queima do estágio colocou o satélite na órbita geossíncrona com um apogeu de 35.926 km de altitude, um perigeu de 35.892 km de altitude e uma inclinação orbital de 2,3°.

Após entrar em órbita terrestre o satélite recebeu a designação Cosmos 2397 e recebeu a designação internacional 2003-015A, tendo o número de catálogo orbital 27775. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

## **28 de Abril – L-1011 Stargazer Pegasus-XL (P015/M38)**

### **GALEX**

O observatório GALEX (GALaxy Evolution EXplorer) da NASA foi colocado em órbita no dia 28 de Abril com o objectivo de levar a cabo o primeiro rastreio nos comprimentos de onda ultravioleta do Universo. O GALEX foi colocado em órbita por um foguetão Pegasus-XL transportado por um avião L-1011 Stargazer.

**Lançamento orbital n.º 4.265**  
**Lançamento E.U.A. n.º 1.271 (29,801%)**  
**Lançamento Cabo Canaveral n.º 658 (15,428%)**

### **O foguetão alado, o Pegasus-XL**

Este foi o 33º lançamento de um foguetão da família Pegasus, sendo o 23º na configuração Pegasus-XL e o 5º a ter lugar a partir das pistas de Cabo Canaveral. O Pegasus-XL, desenvolvido pela *Orbital Sciences Corporation*, é um veículo de combustível sólido a três estágios (quatro estágio se considerarmos o avião L-1011 Stargazer como o estágio ‘0’) que pesa aproximadamente 23.130 kg, tendo um comprimento de 16,9 metros, um diâmetro de 1,27 metros e uma envergadura de asas de 6,7 metros. A fase inicial do voo é concretizada por um avião Lockheed L-1011 que eleva o Pegasus-XL até uma altitude de 11,9 km e a uma velocidade de Mach 0,80. A ignição do motor do primeiro estágio ocorre 5s após a largada do L-1011. O sistema autónomo de orientação e de controlo de voo fornece a orientação necessária de forma a colocar as cargas numa diversa variedade de trajectórias.

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

combustível sólido do Pegasus-XL são desenhados, otimizados e construídos pela *Alliant Techsystems*, especificamente para este lançador.

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

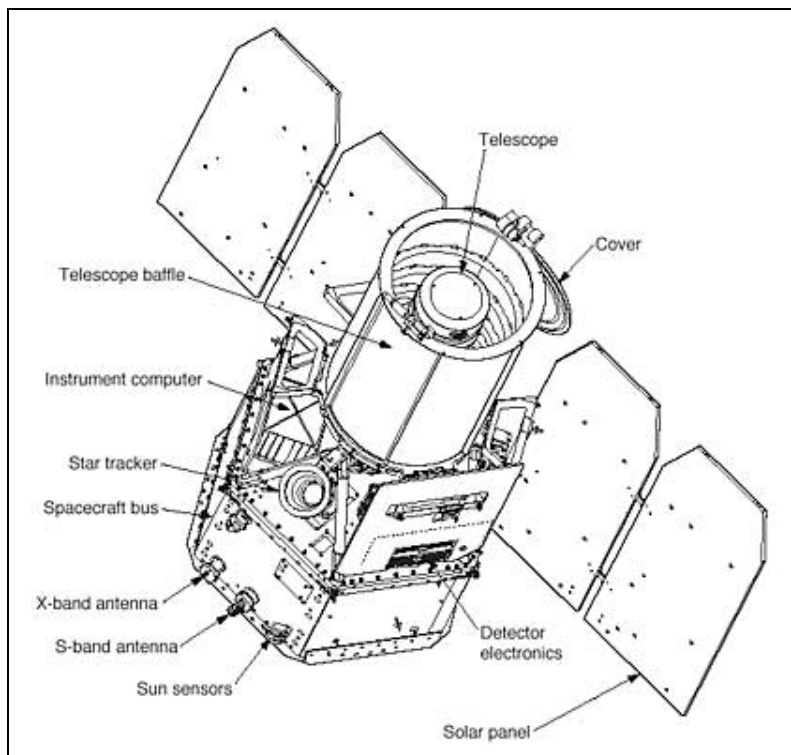
Finalmente o terceiro estágio (Pegasus-3) tem um peso bruto de 985 kg e um peso de 203 kg sem combustível, tendo um comprimento de 2,1 metros, um diâmetro de 1,0 metro e uma envergadura de 1,0 metro. No vácuo o seu motor a combustível sólido Orion-38 (com um peso de 985 kg, um diâmetro de 1,0 metro,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

<b>Lançamento</b>	<b>Data</b>	<b>Veículo</b>	<b>Local Lançamento</b>	<b>Pista</b>	<b>Satélite</b>
1998-046	2-Ago-98	F22	Wallops Island	DZWI	Orbcomm-B1 (25420/1998-046H) Orbcomm-B2 (25419/1998-046G) Orbcomm-B3 (25418/1998-046F) Orbcomm-B4 (25417/1998-046E) Orbcomm-B5 (25413/1998-046A) Orbcomm-B6 (25414/1998-046B) Orbcomm-B7 (25415/1998-046C) Orbcomm-B8 (25416/1998-046D)
1998-053	23-Set-98	F23	Wallops Island	DZWI	Orbcomm-C1 (25475/1998-053A) Orbcomm-C2 (25476/1998-053B) Orbcomm-C3 (25477/1998-053C) Orbcomm-C4 (25478/1998-053D) Orbcomm-C5 (25479/1998-053E) Orbcomm-C6 (25480/1998-053F) Orbcomm-C7 (25481/1998-053G) Orbcomm-C8 (25482/1998-053H)
1998-071	6-Dez-98	F25	Vandenberg AFB	RW30/12	SWAS (25560/1998-071A)
1999-011	5-Mar-99	F26/M22	Vandenberg AFB	RW30/12	WIRE (25646/1999-011A)
1999-026	18-Mai-99	F27	Vandenberg AFB	RW30/12	TERRIERS (25735/1999-026A) MUBLCOM (25736/1999-026B)
1999-065	4-Dez-99	F28	Wallops Island	RW04	Orbcomm-D1 (25980/1999-065A) Orbcomm-D2 (25981/1999-065B) Orbcomm-D3 (25982/1999-065C) Orbcomm-D4 (25983/1999-065D) Orbcomm-D5 (25984/1999-065E) Orbcomm-D6 (25985/1999-065F) Orbcomm-D7 (25986/1999-065G)
2000-030	7-Jun-00	F29	Vandenberg AFB	RW30/12	TSX-5 (26374/2000-030A)
2002-004	5-Fev-02	P014	Cabo Canaveral	RW30/13	HESSI (27370/2002-004A)
2003-004	25-Jan-03	M32 'Zephyr'	Cabo Canaveral	RW30/12	SORCE (27651/2003-004A)
2003-017	28-Abr-03	P015/M38	Cabo Canaveral	RW30/12	GALEX (27782/2003-017A)

O primeiro voo do Pegasus-XL teve lugar a 27 de Junho de 1994 (2115UTC) quando o veículo F6 tentou colocar em órbita o satélite STEP-M1 (P90/1). No entanto, após ter partido da pista RW30/12 da Base Aérea de Vandenberg, teve de ser destruído após se ter separado do estágio inicial. Uma segunda tentativa realizada a 22 de Junho de 1995, com o veículo F9 lançado também da pista RW30/12 da Base Aérea de Vandenberg, teve de ser destruído devido a problemas no segundo estágio do lançador. Somente a 9 de Março de 1996 é que o Pegasus-XL conseguiu colocar um satélite em órbita. Lançado (0153UTC) desde a pista RW30/12 da Base Aérea de Vandenberg, o veículo F10 colocou em órbita o satélite REX-II (23814 1996-014A).

#### **GALEX – *Galaxy Evolution Explorer***

O observatório GALEX tem uma estrutura principalmente composta de alumínio, medindo cerca de 1,0 metros de comprimento, 2,5 metros de altura e tendo um peso de 277 kg.



Apesar do desenho do veículo ser único, compartilha elementos com outros satélites em desenvolvimento pela OSC (*Orbital Sciences Corporation*). A maior parte do software de voo foi desenvolvido pela NASA para o observatório FUSE (*Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer*) e para o satélite OrbView-4.

Todas as funções computorizadas do GALEX são realizadas pelo subsistema de comando e processamento de dados. O coração deste subsistema é o computador Rad-6000, uma versão do circuito *PowerPC* utilizado em alguns modelos dos computadores Macintosh. Este circuito integrado é utilizado em muitos outros veículos, tais como o Mars Pathfinder. Com 128 Mbytes de RAM, que permite ao sistema permanecer com a informação mesmo sem energia, o computador coordena o software de voo e controla outras partes do satélite.

Entre as tarefas que são coordenadas pelo computador encontra-se um pequeno programa que evita que o GALEX aponte o seu telescópio para o Sol, além de coordenar a

abertura dos painéis solares, a determinação com precisão e o controlo da orientação do satélite (atitude), o controlo térmico do veículo, detecção e correcção automática das falhas a bordo, coordenação das comunicações com a instrumentação do telescópio e aquisição, armazenamento e transmissão dos dados científicos.

Um gravador de 24 Gbit armazena os dados de engenharia do satélite e dos seus instrumentos científicos, além dos dados obtidos pelos instrumentos a bordo.

Um sistema de comunicações do solo para o satélite opera independentemente do computador de bordo e é responsável pela recepção, validação e descodificação dos comandos recebidos do solo. Os comandos são encaminhados por três vias para a sua execução: comandos especiais, comandos normais de tráfico e comandos para armazenamento. Os comandos especiais operam independentemente do computador de bordo, passando ao lado do processamento associado com os normais comandos de tráfico. Os comandos especiais são tipicamente utilizados para reconfiguração e/ou 'resets' do subsistema de comando e processamento de informação. Podem também ser utilizados para colocar o veículo num modo de segurança caso seja comandado pelo solo.



Por outro lado um sistema de comunicação do satélite para o solo é responsável pela recepção da telemetria enviada pelos vários subsistemas do veículo, incluindo a instrumentação científica e pelo gravador de 24 Gbit, além de os preparar para serem transmitidos para as estações terrestres.

O GALEX possui um subsistema para o fornecimento, armazenamento e distribuição de energia. Foi desenhado para providenciar a quantidade suficiente de energia utilizando uma área mínima de células solares. A energia é produzida por células solares de Ga-As com uma área de 2,9 m<sup>2</sup> e dois painéis solares fixos com uma área total de 3,0m<sup>2</sup>. A energia é armazenada numa bateria de Ni-H capaz de fornecer 15 amp/h. A bateria pode suportar as necessidades de energia do observatório durante os 36 minutos de cada órbita na qual o veículo se encontra na sombra da Terra.

O sistema de controlo electrónico do fornecimento de energia é composto por três caixas: os sensores electrónicos da bateria, o módulo de energia e o sistema de controlo electrónico termal e energético. O módulo dos sensores electrónicos da bateria condiciona a temperatura da bateria e a sua pressão, controlando os aquecedores da bateria. O módulo de energia

converte a voltagem dos painéis solares para níveis requeridos pelos vários dispositivos no veículo. O sistema de controlo electrónico termal e energético providencia o controlo do subsistema de energia.

O controlo termal mantém a temperatura ideal do equipamento a bordo. Utiliza componentes passivos, tais como radiadores, cobertores e tintas térmicas, bem como aquecedores redundantes controlados pelo software de voo. Termóstatos mecânicos controlam os aquecedores no caso do satélite entrar numa condição de segurança.

Para controlar a temperatura da bateria, as células da bateria são ligadas a um radiador por mangas condutoras. Um cobertor térmico é utilizado para proteger as células do ambiente espacial.

### Determinação da atitude, controlo e telecomunicações

O GALEX é um veículo estabilizado espacialmente nos seus três eixos, isto significa que pode ser mantido em qualquer orientação em relação ao espaço. O sistema é totalmente autónomo, significando que depende nos sistemas de bordo para controlar a orientação do satélite, isto é a sua atitude, sem qualquer intervenção dos controladores em terra.

Ao contrário de alguns veículos, o GALEX não possui motores para ajustar a sua orientação. Assim, a sua orientação é conseguida utilizando giroscópios que utilizam o momento de rotação para colocar o veículo numa determinada orientação. Ocasionalmente os giroscópios acumulam demasiado momento o que requer a utilização de dispositivos denominados “barras de torque” (semelhantes a grandes magnetes) que são operados em sentido contrário da direcção do campo magnético terrestre, eliminando algum do momento acumulado nos giroscópios. As barras de torque são controladas por um dispositivo denominado magnetómetro que consegue determinar a orientação do campo magnético terrestre.

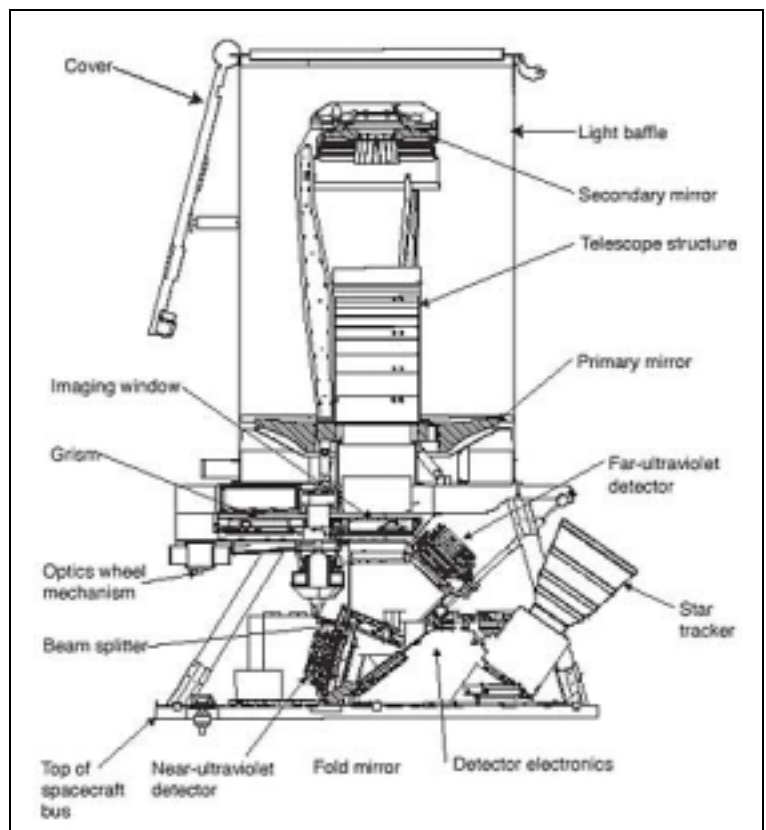
A atitude do satélite é determinada por um sensor estelar, enquanto os seus níveis de rotação são determinados por giroscópios. O sensor estelar é também utilizado para corrigir desvios que ocorrem nos circuitos dos sensores giroscópios. Dois sensores solares fornecem medidas relativas da direcção do Sol quando o satélite está no modo de segurança.

O GALEX possui um sistema de rádio que opera nas bandas S e X do espectro de microondas. O transmissor de banda-S envia informação básica sobre o veículo (telemetria) para a Terra, enquanto que dois receptores de banda-S recebem os comandos do solo. O transmissor de banda-S de 5 watts envia a informação a 2Mbits/s, e o receptor opera a 2.000 bits/s. O transmissor de banda-X de 6 watts, que envia os dados científicos, transmite a 24 Mbits/s.

### O telescópio GALEX

No coração do GALEX encontra-se um telescópio desenhado para observar o espaço a partir da órbita terrestre. Em alguns modos o telescópio é uma versão mais pequena do telescópio espacial Hubble. No entanto é muito mais pequeno do que o Hubble e possui muito menos instrumentos para observar a luz captada pelo seu espelho principal. Por outro lado, é optimizado para uma especialidade, a observação das galáxias em luz ultravioleta.

Tal como o Hubble, o telescópio tem um desenho do tipo Cassegrain, em honra do escultor francês Guillaume Cassegrain, que o inventou em 1672. No seu desenho, a luz proveniente de objectos distantes no espaço entra no telescópio e é reflectida por um espelho principal colocado na parte traseira do telescópio. A luz é então focada num espelho mais pequeno suspenso no meio do telescópio perto da sua frente. Por sua vez, a luz é reflectida para trás do telescópio, onde passa através de um pequeno orifício no meio do espelho principal. Na parte traseira, por detrás do espelho principal, está localizado um sensor que grava a imagem. Há três séculos atrás, este ‘sensor’ teria sido o olho de um astrónomo a olhar pelo telescópio. Mais tarde, o olho foi substituído por película fotográfica. Os telescópios modernos gravam as suas imagens com aparelhos electrónicos que por sua vez as transformam em dados digitais que podem ser transmitidos para a Terra.



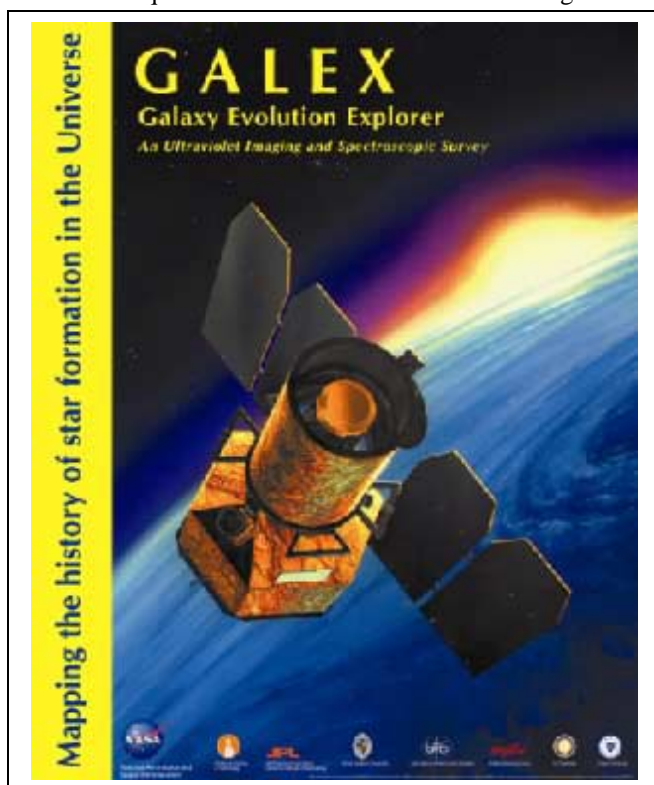


O espelho primário do GALEX tem um diâmetro de 0,50 metros. Tal como os espelhos em muitos telescópios amadores, é fabricado com um tipo de vidro chamado sílica fundida, com uma fina camada de alumínio. O alumínio tem de ser protegido por outra camada de um material transparente de forma a evitar que se oxide e degrade. As camadas utilizadas em telescópios convencionais não funcionariam para esta missão porque absorvem muita da luz ultravioleta que o instrumento deve captar. As ópticas do telescópio do GALEX estão assim cobertas com um material denominado fluorite-magnésio que é transparente à luz ultravioleta.

Os cientistas querem procurar por galáxias que sejam berçários de estrelas, tanto em luz no ultravioleta próxima como no ultravioleta longínquo, e logo o telescópio deve enviar a luz de recebe para dois detectores em separado. O telescópio consegue isto de uma maneira muito engenhosa. Em vez de alterar diferentes detectores em alturas diferentes, o telescópio direcciona a luz através de uma lente com uma forma peculiar que os cientistas chamam de divisor de feixe dicróico (“*dichroic beam-splitter*”). Esta lente está coberta com muitas camadas extremamente finas de materiais especiais que originam que a luz proveniente da parte mais elevada do espectro ultravioleta seja reflectida para fora da superfície da lente, enquanto que permite que a outra luz (ultravioleta próximo) prossiga o seu caminho para o detector. Assim, o divisor de feixe dicróico permite que ambos os detectores realizem observações científicas ao mesmo tempo.

Comparado com a maioria dos telescópios tanto na Terra como no espaço, os instrumentos do GALEX possuem um campo de visão muito mais vasto – cerca de  $1\frac{1}{4}^\circ$ , ou quase três vezes o diâmetro do disco lunar. Com um campo de visão tão grande, os objectos em torno dos bordos da área visível ficam distorcidos. A forma inusual do divisor de feixe dicróico corrige esta distorção.

Após seguir o seu caminho separados após passarem pelo divisor de feixe dicróico, cada raio de luz é filtrado mais uma vez para remover comprimentos de onda não desejados. O detector para a luz ultravioleta próxima também é sensível à luz visível que tem de ser removida. Isto é conseguido ao reflectir a luz num espelho com uma camada sofisticada que



elimina a luz visível, mas que reflecte a luz ultravioleta. Por seu lado, a luz ultravioleta longínqua passa através de um filtro que elimina os comprimentos de onda muito curtos resultantes do brilho ultravioleta produzido para ténue atmosfera superior da Terra. Caso este brilho não fosse eliminado iria arruinar a observação das galáxias distantes pelos instrumentos do GALEX.

Eventualmente a luz acaba por chegar a um par de detectores. Estes dispositivos são como que semelhantes a detectores utilizados em dispositivos de visão nocturna, sendo optimizados para a observação no ultravioleta em vez da luz visível. Os detectores estão contidos em tubos selados e são os maiores detectores do seu tipo alguma vez colocados no espaço.

Para além de obter imagens em ultravioleta, os cientistas estão também interessados em analisar as assinaturas espectrais da luz proveniente de galáxias distantes de forma a medir o seu desvio para o vermelho. Devido ao *Big Bang* todas as galáxias do Universo afastam-se umas das outras. Tal como pontos na superfície de um balão, as galáxias que estão mais longínquas afastam-se mais rapidamente umas das outras. A luz proveniente de uma galáxia que se afasta de nós, sofre um desvio para o extremo vermelho do espectro. Quanto mais afastada está de nós, maior será o desvio para o vermelho do espectro.

Os cientistas usam este desvio para o vermelho para determinar a distância a que a galáxia se encontra. Devido ao facto destas distâncias serem enormes, a luz das galáxias distantes leva uma significante fracção da idade do Universo para nos alcançar. Os cientistas podem até ver galáxias de qualquer idade, até ao tempo em que as primeiras galáxias se formaram.

Os instrumentos do GALEX estão equipados com uma lente que possui uma lente e colocada numa das superfícies de forma a que possa ser rodada para o raio de luz proveniente do telescópio. Esta lente decompõe a luz nos seus diferentes comprimentos de onda o que revela umas linhas indicando se a luz sofreu uma absorção ou emissão por vários elementos. A rede na superfície é feita de um cristal de cálcio-fluorite.

O telescópio está protegido por uma cobertura que é aberta pouco antes do lançamento. Uma vez aberta a cobertura não pode ser fechada, o que implica que os controladores do telescópio devem ter um cuidado redobrado para evitar que o telescópio aponte na direcção do Sol ou da superfície terrestre. O satélite está também programado para, de forma automática, evitar que o telescópio seja apontado para demasiado perto do disco solar.

O extremo cuidado na limpeza é sempre importante durante a construção de um veículo espacial, e isto foi de especial importância no caso da montagem dos instrumentos do GALEX. Uma contaminação orgânica de apenas duas moléculas de espessura seria devastadora para a performance ultravioleta da óptica do telescópio. Assim, foram tomadas em conta medidas elaboradas para assegurar que todos os materiais, processos e ambientes aos quais a instrumentação foi exposta, estivessem limpos e devidamente controlados.

### Objectivos científicos do GALEX

O principal objectivo do GALEX é determinar que factores iniciam a formação das estrelas no interior das galáxias, além de procurar determinar a velocidade com que as estrelas se formam, evoluem e morrem, procurando também responder à pergunta sobre a formação dos elementos químicos pesados nas estrelas.

Outros objectivos incluem a determinação da velocidade de formação das estrelas no interior de cada galáxia; a determinação que quando e como as estrelas que vemos hoje se formaram; a criação do primeiro mapa do Universo ultravioleta, e ajudar os cientistas a descobrir e compreender os quasars ultravioletas. Estes objectos podem servir de fontes de fundo para o telescópio espacial Hubble e para o observatório FUSE à medida que observam os gases dos quais as estrelas se formam nas galáxias.

Para concretizar estes objectivos, o GALEX irá levar a cabo oito observações globais, agrupadas em duas categorias – uma investigação do Universo local e uma investigação sobre a história da formação estelar. A investigação do Universo local inclui as seguintes quatro observações:

- Observação de todo o céu – que irá observar todo o céu e desenvolver um catálogo compreensivo das imagens em ultravioleta das galáxias, útil para mapear a distribuição da formação das estrelas no Universo local;
- Observação das galáxias vizinhas – que irá estudar cerca de 150 galáxias próximas que são familiares aos cientistas e úteis para compreender como as estrelas se formaram em galáxias individuais;
- Observação espectrográfica de grande campo – que irá analisar os comprimentos de onda da luz numa larga fatia do céu;
- Observação espectrográfica média – que irá examinar as propriedades das galáxias dentro de uma determinada zona do céu.

A investigação sobre a história da formação estelar irá obter informação recolhida pela investigação do Universo local e aplicá-la a galáxias mais distantes ao procurar mais atrás no tempo. Inclui as seguintes quatro observações:

- Observação do espaço profundo – irá observar uma porção do céu para estudar a distribuição da formação das estrelas no Universo profundo;
- Observação espectroscópica profunda – irá observar as galáxias mais distantes;
- Observação espectroscópica ultra-profunda – irá observar numa zona pequena do céu o mais profundamente possível;
- Observação média – irá estudar a formação das estrelas em galáxias para lá da nossa vizinhança cósmica, mas não tão longínquas como a observação profunda.



### O lançamento do GALEX

O GALEX foi colocado em órbita no dia 28 de Abril com o transportador L-1011 Stargazer a partir da pista RW30/12 'Skid Strip' do Cabo Canaveral às 1103:05UTC. O Stargazer seguiu uma trajectória em direcção a Este da costa da Florida iniciando o desenho de um gigantesco "U" antes de se dirigir novamente em direcção à costa até um ponto localizado a aproximadamente 161 km.

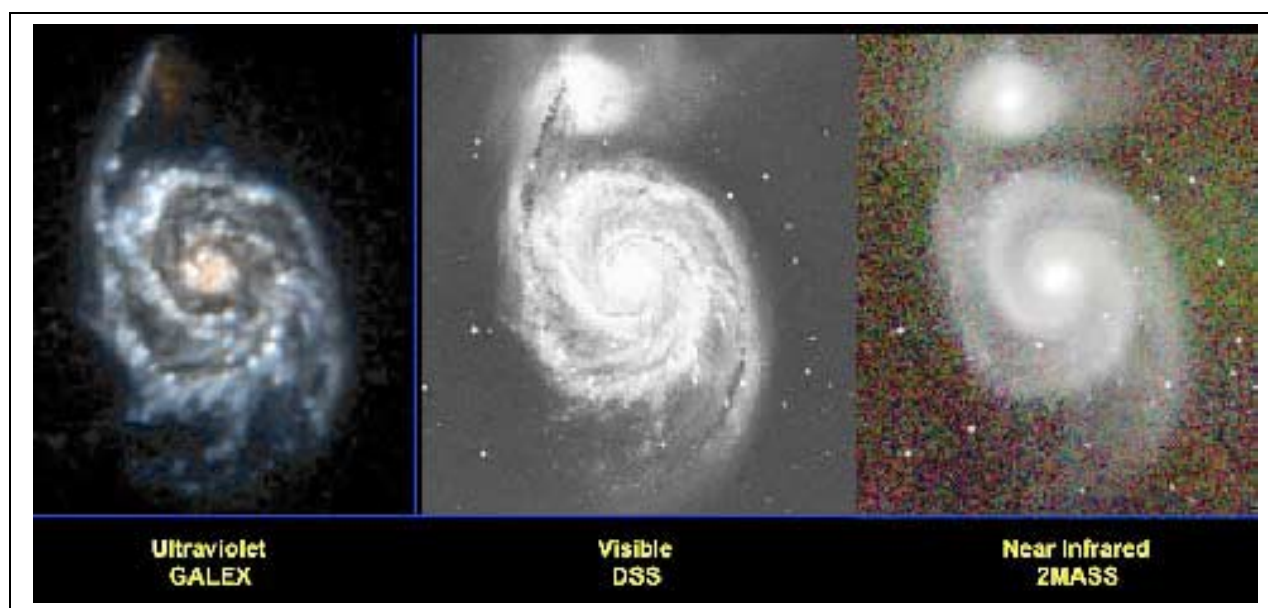
O foguetão Pegasus-XL acabou por ser largado do L-1011 às 1159:54UTC entrando em ignição às 1200:00UTC e iniciando a sua ascensão em direcção à órbita terrestre. O final da queima do primeiro estágio teve lugar às 1201:30UTC e a separação do estágio ocorreu às 1201:40UTC, iniciando-se de seguida a ignição do segundo estágio.

A separação das duas partes da ogiva de protecção do GALEX teve lugar às 1202:12UTC e o final da queima do segundo estágio ocorreu às 1202:55UTC,

entrando o veículo numa trajectória balística. Às 1207:30UTC o lançador atingia os 643,72 km de altitude e a separação do segundo estágio ocorria às 1207:44UTC. A confirmação da ignição do terceiro estágio chegou às 1208:00UTC, terminando a sua queima às 1209:10UTC. A separação do GALEX dava-se às 1211:02UTC entrando numa órbita terrestre com um apogeu de 702,12 km de altitude, um perigeu de 689,50 km de altitude e uma inclinação orbital de 28,996° em relação ao equador terrestre.

Este foi o primeiro lançamento orbital realizado pela NASA desde o acidente com o vaivém espacial Columbia a 1 de Fevereiro de 2003.

Após entrar em órbita terrestre o observatório GALEX recebeu a designação internacional 2003-017A, tendo o número de catálogo orbital 27783. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.



A galáxia M-51 vista pelo GALEX. Imagem: NASA.

### Quadro de Lançamentos Recentes

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
11 Mar.	0059:00	008A	27691	USA-167	Delta-4 Medium / IABS (D296)	C.C.A.F.S., SLC-37B
28 Mar.	0127	009A	27698	IGS-1a	H-2A/2024 (5F)	Tanegashima, Yoshinubo
		009B	27698	IGS-1b		
31 Mar.	2209:01	010A	27704	Navstar-52 (USA-168)	Delta-2 7925-9.5 (D297)	C.C.A.F.S., SLC-17A
02 Abr.	0153	011A	27707	Molniya-1 (92)	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
08 Abr.	1343	012A	27711	USA-169 (Milstar-2 F4 / Milstar-6)	Titan-4B Centaur (B-35)	C.C.A.F.S., SLC-40
09 Abr.	2252:19	013A	27714	Insat-3A	Ariane-5G	(V160 'Ville de Bourdeaux' - 'Citta di Colleferro')CSG Kourou, ELA-3
				Galaxy-12		
12 Abr.	0047	014A	27718	AsiaSat-4	Atlas-3B (AC-205)	C.C.A.F.S., SLC-36B
24 Abr.	0423	015A	27775	Cosmos 2397	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
26 Abr.	0353:51	016A	27781	Soyuz TMA-2	11A511U-FG Soyuz-FG (Ya15000-005)	
					GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	
28 Abr.	1119:57	017A	27783	GALEX	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (P015/M38)	C.C.A.F.S., RW30/12 Skid Strip

## Outros Objectos Catalogados

Data	Des.Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
02 Abr.	03-011B	27708	8K78M Plataforma	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
02 Abr.	03-011C	27709	Block-I	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
02 Abr.	03-011D	27710	Block-L	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
08 Abr.	03-012B	27712	Centaur B-35	Titan-4B Centaur (B35)	C.C.A.F.S., SLC-40
16 Jan.	03-003B	27713	(Destroço)	STS-107 OV-102 Columbia	KSC, LC-39A
09 Abr.	03-013C	27716	L-6 (V160)	Ariane-5G (V160)	
				'Ville de Bourdeaux' - 'Citta di Colferro')	CSG Kourou, ELA-3
09 Abr.	03-013D	27717	Sylda V160	Ariane-5G (V160)	
				'Ville de Bourdeaux' - 'Citta di Colferro')	CSG Kourou, ELA-3
12 Abr.	03-014B	27719	Centaur AC-205	Atlas-3B (AC-205)	C.C.A.F.S., SLC-36B
22 Jan.	65-004E	27720	(Destroço)	Thor Delta-C (374/D028)	C.C.A.F.S., LC17B
15 Out.	65-082UT	27721	(Destroço)	Titan-III C (3C-4)	C.C.A.F.S., LC40
21 Dez.	65-108AS	27722	(Destroço)	Titan III C (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
21 Dez.	65-108AT	27723	(Destroço)	Titan III C (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
19 Ago.	66-077AC	27724	(Destroço) OPS 0856	SLV-3 Agena-D (7202)	Vandenberg AFB, SLC-3E
30 Set.	69-082LH	27725	(Destroço)	SLV-2G Agena-D (525)	Vandenberg AFB, SLC-1W
22 Jan.	75-004HS	27726	(Destroço)	Delta 2910 (598/D107)	Vandenberg AFB, SLC-2W
29 Jul.	76-077FS	27727	(Destroço)	Delta 2310 (605/D126)	Vandenberg AFB, SLC-2W
29 Jul.	76-077FT	27728	(Destroço)	Delta 2310 (605/D126)	Vandenberg AFB, SLC-2W
14 Jul.	77-065GF	27729	(Destroço)	Delta 2914 (618/D132)	C.C.A.F.S., LC17B
14 Jul.	77-065GG	27730	(Destroço)	Delta 2914 (618/D132)	C.C.A.F.S., LC17B
16 Set.	78-087C	27731	(Destroço)	Mu-3H (M-3H-3)	Kagoshima SC
24 Dez.	79-104S	27732	(Destroço)	Ariane-1 (L01)	CSG Kourou, ELA-1
04 Jun.	81-053MU	27733	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	NIIP-53 Plesetsk
04 Jun.	81-053MV	27734	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	NIIP-53 Plesetsk
04 Jun.	81-053MW	27735	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	NIIP-53 Plesetsk
17 Dez.	81-120H	27736	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53775-120)	NIIP-53 Plesetsk
17 Dez.	81-120J	27737	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53775-120)	NIIP-53 Plesetsk
17 Dez.	81-120K	27738	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53775-120)	NIIP-53 Plesetsk
29 Jun.	84-069Z	27739	(Refrigerador) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
10 Nov.	84-114E	27740	(Destroço)	Ariane-3 (V11)	CSG Kourou, ELA-1
03 Out.	85-090C	27741	(Destroço)	8A92M Vostok	NIIP-5 Baikonur
20 Fev.	87-020DV	27742	(Destroço) Cosmos 1823	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32
12 Fev.	91-009CY	27743	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (47187-204)	NIIP-53 Plesetsk
12 Fev.	91-009CZ	27744	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (47187-204)	NIIP-53 Plesetsk
12 Fev.	91-009DA	27745	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (47187-204)	NIIP-53 Plesetsk
12 Fev.	91-009DB	27746	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (47187-204)	NIIP-53 Plesetsk
12 Fev.	91-009DC	27747	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (47187-204)	NIIP-53 Plesetsk
12 Fev.	91-009DE	27748	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (47187-204)	NIIP-53 Plesetsk
25 Dez.	92-093JL	27749	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45L
25 Dez.	92-093JM	27750	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45L
25 Dez.	92-093JN	27751	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45L
25 Mar.	93-014G	27752	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Mar.	93-014H	27753	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
26 Jun.	93-042D	27754	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925 (D221)	C.C.A.F.S., LC17A
19 Mai.	94-029AEK	27755	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	E.A.F.B., RW04/22
19 Mai.	94-029AEL	27756	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	E.A.F.B., RW04/22
19 Mai.	94-029AEM	27757	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	E.A.F.B., RW04/22
19 Mai.	94-029AEN	27758	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	E.A.F.B., RW04/22
19 Mai.	94-029AEP	27759	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	E.A.F.B., RW04/22
24 Nov.	94-077M	27760	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45L
12 Set.	96-056D	27761	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925A (D238)	C.C.A.F.S., LC17A
14 Out.	99-057MV	27762	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan SC, LC1
20 Mar.	00-015B	27763	(Destroço) Fregat11A511U	Soyuz-Fregat (ST08)	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31)
11 Mai.	00-025D	27764	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9.5 (D278)	C.C.A.F.S., LC17A
17 Jul.	00-040D	27765	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9.5 (D279)	C.C.A.F.S., LC17A
30 Jan.	01-004D	27766	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9.5 (D283)	C.C.A.F.S., LC17A
22 Out.	01-049NV	27767	(Destroço)	PSLV-C3	Sriharikota Isl.



28 Nov. 02-054D 27768	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53779-802)	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
28 Nov. 02-054E 27769	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53779-802)	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
17 Mai. 85-037L27770	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (330-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
20 Nov. 02-051K 27771	(Destroço)	Delta-4 Medium+ (4,2) (D293)	C.C.A.F.S., SLC-37B
10 Jun. 99-031F 27772	(Destroço) Globalstar	Delta-2 7420-10C (D270)	C.C.A.F.S., SLC-17B
29 Jan. 03-005E 27773	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9,5 (D295)	C.C.A.F.S., SLC-17B
02 Abr. 03-011E 27774	(Destroço)	8K78M Molniya-M/L	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
24 Abr. 03-015B 27776	Block DM-2M	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
24 Abr. 03-015C 27777	Plataforma 8K82K	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
24 Abr. 03-015D 27778	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
24 Abr. 03-015E 27779	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
24 Abr. 03-015F 27780	SL-12 RB (2)	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
26 Abr. 03-016B 27782	Soyuz ST-2	11A511U-FG Soyuz-FG (Ya15000-005)	
		GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	
28 Abr. 03-017B 27784	Pegasus Orin-38	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (P015/M38)	
		C.C.A.F.S., RW30/12 Skid Strip	
06 Ago. 68-063B 27785	Agema-D (2801)	Atlas Agema-D (5501A/2801)	C.C.A.F.S., LC13
13 Abr. 69-036B 27786	Agema-D (2802)	Atlas Agema-D (5502A/2802)	C.C.A.F.S., LC13
01 Set. 70-069B 27787	Agema-D (2803)	Atlas Agema-D (5503A/2803)	C.C.A.F.S., LC13
06 Nov. 65-089E 27788	(Destroço)	Thor Delta-E (457/D034)	C.C.A.F.S., LC17A
06 Nov. 65-089F 27789	(Destroço)	Thor Delta-E (457/D034)	C.C.A.F.S., LC17A
21 Dez. 65-108AU 27790	(Destroço)	Titan-IIIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
21 Dez. 65-108AV 27791	(Destroço)	Titan-IIIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
21 Dez. 65-108AW 27792	(Destroço)	Titan-IIIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
21 Dez. 65-108AX 27793	(Destroço)	Titan-IIIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
21 Dez. 65-108AZ 27794	(Destroço)	Titan-IIIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
24 Dez. 79-104T 27795	(Destroço)	Ariane-1 (L01)	CSG Kourou, ELA-1
31 Mar. 81-031H 27796	(Destroço) Cosmos 1261	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
04 Jun. 81-053MX 27797	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	NIIP-53 Plesetsk
04 Ago. 81-071M 27798	(Destroço) Cosmos 1285	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
04 Ago. 81-071N 27799	(Destroço) Cosmos 1285	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
04 Ago. 81-071P 27800	(Destroço) Cosmos 1285	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
04 Ago. 81-071Q 27801	(Destroço) Cosmos 1285	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
04 Ago. 81-071R 27802	(Destroço) Cosmos 1285	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
06 Jun. 82-055BQ 27803	(Destroço) Cosmos 1375	11K65M Kosmos-3M (65067-257)	NIIP-53 Plesetsk
28 Set. 91-068AR 27804	(Destroço)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32
30 Jul. 92-047L 27805	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (376-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-39
14 Out. 99-057MW 27806	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan SC, LC1

## Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Julho e Agosto

Data	Lançador	Carga	Local
08 de Julho	Delta-2 Heavy 7925-H10L	MER-B Opportunity	C.C.A.F.S., SLC-17B
17 de Julho	Atlas-5/521 (AV-003)	Rainbow-1	C.C.A.F.S., SLC-41
03 de Agosto	Delta-4 Medium / IABS	DSCS-III B6	C.C.A.F.S., SLC-37B
07 de Agosto	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Echostar-9	Odyssey, Oceano Pacífico
12 de Agosto	11A511U Soyuz-U	Neman (Cosmos)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
13 de Agosto	L-1011 Stargazer Pegasus-XL	SciSat-1	Vandenberg AFB
18 de Agosto	Titan-401B Centaur (B-36)	Mentor-3 (NROL-19)	C.C.A.F.S., SLC-40
19 de Agosto	11K65M Kosmos-3M	11F627 Parus	GIK-1 Plesetsk
23 de Agosto	Delta-2 Heavy 7925-H10L (D298)	SIRTF	C.C.A.F.S., SLC-17B
28 de Agosto	Ariane-5G (V162)	Insat-3E	CSG Kourou, ELA-3
		e-Bird 1	
		SMART-1	
28 de Agosto	R-29RL Volna	Cosmos-1 Solnechny Parus	Mar de Barents
30 de Agosto	11A511U-FG Soyuz-FG	Progress M1-11 (ISS-12P)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
?? de Agosto	VLS-1 (V-03)	SATEC	Alcântara
		UnoSat	
?? de Agosto	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	FSW-3.1	Jiuquan

## Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

18 de Outubro de 2003 Soyuz TMA-3 / ISS-7S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5  
Kaleri (3); Foale (6); Duque (2)

2004 STS-114 / ISS-ULF-1 OV-104 Atlantis (27) KSC, LC-39  
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Krikalyov (6); Volkov (4); Philips (2)

2004 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)

???????????????? STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39  
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; McArthur (4); Tokarev (2)

???????????????? STS-117 / ISS-13A OV-105 Endeavour (21) KSC, LC-39  
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

## Quadro dos próximos Lançamentos Suborbitais

Data	Lançador	Local	Carga
?? de Agosto	LGM-30G Minuteman III (GT-183GM)	Vandenberg AFB, LC-26	Ogiva simulada
?? de Julho	GMD/BV-Plus (BVT-5)	Vandenberg AFB	Protótipo EKV
10 de Setembro	LGM-30G Minuteman III (GT-181GM)	Vandenberg AFB, LC-10	Ogiva simulada
10 de Outubro	RS-12M Topol-M	GIK-1 Plesetsk	Ogiva Simulada
?? de Outubro	Minuteman-2 (OSP/TLV-6)	Vandenberg AFB	IFT-14
?? de Outubro	Taurus Lite	Vandenberg AFB	Protótipo EKV

## Regressos / Reentradas

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

Data	Status	Des. Int. NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
01 Abr.	Ree.	94-029FX 24124	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
01 Abr.	Ree.	72-058CJ 07943	(Destroço)	Delta 0900 (574/D089)	23 / Jul. / 72
02 Abr.	Ree.	01-049GL 27240	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
03 Abr.	Ree.	02-051K 27771	(Destroço)	Delta-4 Medium+ (4,2) (D293)	20 / Nov. / 02
03 Abr.	Ree.	02-044B 27529	Centaur AC-159	Atlas-IIAS (AC-159)	18 / Set. / 02
04 Abr.	Ree.	80-030AY 18644	(Destroço) Cosmos 1174	11K69 Tsyklon-2	18 / Abr. / 80
14 Abr.	Ree.	01-049W 27078	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
23 Abr.	Ree.	97-005F 27488	(Destroço)	M-5 (M-V-1)	12 / Fev. / 97
23 Abr.	Ree.	03-011B 27708	Plataforma 8K78M	8K78M Molniya-M/L	02 / Abr. / 03
25 Abr.	Ree.	03-015C 27777	Plataforma 8K82K	8K82K Protom-K DM-2M	24 / Abr. / 03
26 Abr.	Ree.	61-15FJ 00472	(Destroço)	Thor Ablestar (315 AB008)	29 / Jul. / 61
26 Abr.	Ree.	03-015B 27776	Block DM-2M	8K82K Protom-K DM-2M	24 / Abr. / 03
27 Abr.	Ree.	98-014B 25240	Centaur AC-151	Atlas-IIAS (AC-151)	28 / Fev. / 98
27 Abr.	Ree.	01-049U 27076	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
27 Abr.	Ree.	92-041E 27484	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	09 / Jul. / 92
28 Abr.	Ree.	03-016B 27782	Soyuz ST-2	11A511U-FG Soyuz-FG (Ya15000-005)	26 / Abr. / 03
30 Abr.	Ree.	88-063C 19332	H-10 (V24)	Ariane-3 (V24)	21 / Jul. / 88
30 Abr.	Ree.	96-027A 23857	BeppoSAX	Atlas-I (AC-78)	30 / Abr. / 96

## Cronologia Astronáutica (VII)

por Manuel Montes

-1727: A edição de "*A Voyage to Cacklogallinia*", da autoria de Samuel Brunt (pseudónimo), situa este homem num país denominado Cacklogallinia, onde todos os habitantes são uma espécie de pássaros. Brunt, único humano convence-os a realizar uma expedição à Lua, onde supostamente encontrarão ouro. O veículo que utilizarão, de desenho estilizado e aerodinâmico, será um palanque puxado por alguns dos seres menos favorecidos. Como curiosidade, é de notar que Brunt organiza "voos de teste" desde uma montanha para aclimatar os seus passageiros à débil atmosfera que encontrarão durante a viagem. O autor também menciona o estado de ausência de gravidade que encontrarão uma vez superada a influência "magnética" da Terra, a partir dos 250 km de altitude. A viagem lunar, finalmente, durará um mês.

-1728: Murtagh McDermot publica "*A Trip to the Moon*". Na sua obra, descreve uma visita às Ilhas Canárias, de onde ascenderá até ao topo do chamado Pico de Tenerife. Uma vez aí, põe-se a meditar até que uma forte ventania o transporta para as alturas. Eventualmente, entra na esfera de influência da Lua, que o atrai até cair no denominado *Sinus Rorum*, se bem que lhe prefere chamar *Moon Brugg Quqns*, já que pertence ao rei Quqns. Dado que na Lua não há vento, McDermot utilizará um canhão equipado com 7.000 barris de pólvora para regressar à Terra. Finalmente, planará sobre a Terra utilizando umas asas no seu corpo.

-Por volta de 1741: O livro anónimo "*A New Journey to the World in the Moon*" segue a linha de "*Consolidator*" (1705), descrevendo uma viagem à Lua que deve afrontar a penetração de uma zona de vazio entre as atmosferas da Terra e do nosso satélite.

-1744: Inspirado pelo desenho de um globo do jesuíta Francesco de Lana-Terzi (1670), uma ideia inovadora por ela mesma, Eberhard Christian Kindermann propõe um barco equipado com oito esferas deste tipo. O princípio de funcionamento, porém, é errado, dado que não tem em conta os efeitos da pressão atmosférica. Na história que Kindermann escreve, os protagonistas circum-navegam a Lua e prosseguem para outros planetas.

-1747: O tratado de Amedée François Frezier "*Traite de Feux d'Artifice*" inclui uma imagem de um desenho de foguete para fogos artificiais composto por três etapas e uma asa delta na última delas.

-1751: A novela de Ralph Morris "*A Narrative of the Life and Astonishing Adventures of John Daniel*" considera as aventuras de dois naufragos que acabam construindo uma máquina voadora (*Eagle*) a partir dos restos do seu barco. Funciona à base de umas bombas manuais que movem uma série de asas, instaladas em torno de uma plataforma. A construção é tão eficiente que não só voa no ar como também chegam à Lua. Trata-se de uma das máquinas de ficção mais elaboradas até ao momento.

-1761: Um exército hindu composto por 1.200 homens especialmente preparados para lançar foguetes, que os utilizam contra as tropas britânicas, que são derrotadas na batalha de Panipat. Os hindus são comandados pelo Rajá Hyder Ali. A tática passa por lançar os foguetes de 2.000 em 2.000, hasta distâncias de quase 1 km, provocando o pânico no inimigo.

-Por volta de 1770: Alguns dos foguetes empregados pelos hindus são levados para Londres e examinados por um denominado Capitão Thomas Desaguliers. Porém, é incapaz de os duplicar e pólos a funcionar correctamente.

-1771: Em Avignon, França, põe-se em prática a utilização, como divertimento, de foguetes equipados com pára-quedas que transportam pequenos animais, como um gato, um cão ou uma ovelha.

-20 de Maio de 1772: Nasce Sir William Congreve, um britânico que revolucionaria o uso dos foguetes na guerra. Polémico negociante e inventor, conseguiu 16 patentes durante toda a sua vida.

-1775: Aparece "*Le Philosophe sans Pretention ou l'Home Rare*". Trata-se de uma obra de Louis Guillaume de la Folie, um cientista especializado em Química. O livro é técnico porém e seu autor introduz pequenos relatos de ficção para explicar algumas coisas. Num desses relatos descreve uma nave espacial inventada por um cientista chamado *Scintilla*, no planeta Mercúrio, a qual utiliza electricidade para se mover. Um voluntário chamado Ormisaias oferece-se para viajar até ao nosso planeta, onde se despenha.

-5 de Junho de 1783: Os irmãos Montgolfier realizam a sua primeira demonstração pública de um globo impulsionado por ar quente. O acontecimento causa tal impressão que alguns autores incluem imediatamente este engenho nas suas descrições de viagens ao espaço.

-1784: O recentemente descoberto planeta Urano (ainda chamado Georgium Sidus em honra do rei Jorge III) recebe a sua primeira visita (literária) por parte de seres humanos. Adaptando a sua definição científica aos tempos que correm, o autor, chamado "Vivenair", menciona o uso de um globo. O título do relato é "*A Journey lately performed through the Air, in an Aerostatic Globe... To the newly discovered Planet, Georgium Sidus*".

-11 de Julho de 1784: Abbot Miollan e o padre Janinet, dois franceses, convertem-se nos primeiros a tentar (sem êxito) o uso de um veículo, neste caso um globo, com propulsão a "jacto". O globo está equipado com pequenos buracos

fechados por válvulas, que ao se abrirem convenientemente deixam escapar o ar quente criando um efeito de reacção. Porém, o caloroso dia eleito para a experiência impede a ascensão do aparelho, que acaba por se incendiar e é destruído pelos divertidos espectadores.

-Por volta de 1784: A cerimónia de recepção do embaixador francês na corte do rei do Sião dá origem a uma história surpreendente. O espectáculo pirotécnico não só será espectacular, como também inclui o lançamento de um foguete tão grande que permite ao seu inventor sentar-se sobre ele e sair disparado para o ar. Apesar do sucesso parece exagerado e inclusive falso, de ser medianamente certo poderia supor um dos primeiros casos de viagem tripulada a bordo de um foguete. O engenheiro acabará salvando-se, graças a um espectacular guarda-chuva que permite a sua suave descida.

-1785: Aparece "*Baron Münchhausen's Narrative of his Marvellous Travels*", de Rudolph Erich Raspe. O famoso barão fará a sua própria viagem à Lua, mas graças a um veleiro.

-1792: O filho de Hyde Ali, chamado Tippu Sahib, transforma o exército de foguetes de seu pai, aumentando o número de efectivos humanos até 5.000 e melhorando o tamanho e o alcance dos sistemas pirotécnicos. Empregá-los-á contra os britânicos durante a terceira guerra Mysore, vencendo-os em várias ocasiões.

-1799: Batalha de Seringapatam. Os hindus voltam a lutar contra os britânicos usando foguetes, porém nesta ocasião a batalha acaba com a vida de Tippu Sahib.

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



## Explicação dos Termos Técnicos

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

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

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

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

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

## Combustíveis e Oxidantes

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

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

**LOX – Oxigénio Líquido**; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis ao choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, 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 fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 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.

**NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> – Perclorato de Amónia**; O NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

---

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

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

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

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para [rcb@netcabo.pt](mailto:rcb@netcabo.pt) ou [em\\_orbita@netcabo.pt](mailto:em_orbita@netcabo.pt) indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF). Os números atrasados são distribuídos gratuitamente.

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

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)

Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º

PT 4700-393 Braga

PORTUGAL

00 351 253 27 41 46

00 351 93 845 03 05

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

Braga, 31 de Julho de 2003

---