

Em Órbita

Vol. 3 - N.º 37 - Fevereiro 2004

Mars Exploration Rovers

Crónicas Espaciais

Estatísticas 2003

Lançamentos orbitais em Dezembro de 2003

*A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a
Conquista do Espaço em português*



Índice

Imagem do mês	2
Memorial Columbia	3
Em Órbita <i>on-line</i>	4
Voo espacial tripulado	
Estatísticas	6
Crónicas Espaciais de Don Pettit (VIII)	7
Estatísticas dos lançamentos orbitais em 2003	9
Um rover nunca vem só, por José Matos	15
Lançamentos não tripulados	20
Atlas-2AS (AC-164)	21
15A35 Strela	25
8K82K Proton-K Briz-M (410-03/88506)	27
Atlas-3B (AC-203)	31
Delta-2 7925-9.5 (D302)	39
11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (ST-12)	43
8K82K Proton-K DM-2M (410-04/13L)	48
CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS (CZ2C-22)	50
Quadro de lançamentos recentes	54
Outros objectos catalogados	55
Regressos / Reentradas	57
Lançamentos previstos para Fevereiro	58
Próximos lançamentos tripulados	58
Lançamentos suborbitais	59
Próximos lançamentos suborbitais	59
Cronologia da Astronáutica (XII)	60
Explicação dos termos técnicos	61

No próximo Em Órbita

- Astrofest 2003.
- Entrevista com Rex Hall

Este número do Em Órbita apresenta os artigos relativos aos últimos lançamentos orbitais do ano de 2003. O ano 2003 fica sem dúvida marcado pelo acidente do vaivém espacial OV-102 Columbia e muitos poderão afirmar que o ano marcou o início de uma nova fase na eterna conquista que teve início em Outubro de 1957.

O ano de 2004 promete ser um ano de antecipação para o regresso dos vaivéns espaciais americanos que muito provavelmente só deverá ocorrer em 2005, altura em que a China promete lançar para o espaço a sua segunda missão espacial tripulada.

Vamos a ver o que este ano nos trará...

Rui C. Barbosa
Braga, 14 de Fevereiro de 2004

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* editada por José Roberto Costa (<http://zenite.nu/orbita/> - www.zenite.nu).

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

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 indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF). Os números atrasados são distribuídos gratuitamente.

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

O satélite de comunicações russo Ekspress AM-22 durante a fase de preparação para o seu lançamento que teve lugar a 28 de Dezembro de 2003 a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

Imagem do mês



A tripulação da missão STS-107, o último voo do vaivém espacial OV-102 Columbia. Esta imagem foi obtida a partir de filmes encontrados durante a intensa busca de destroços que se seguiu após o acidente registado a 1 de Fevereiro de 2003. Na *Red Team* (da esquerda para a direita): Kalpana Chawla, Rick Douglas Husband, Laurel Blair Salton Clark e Ilan Ramon. Na *Blue Team* (da esquerda para a direita): David McDowell Brown, William Cameron 'Willie' McColl e Michael Phillip Anderson.

Memorial Columbia

Columbia, Um Ano Depois: “Columbia... Comm Check!”

O dia 1 de Fevereiro de 2003 começou para mim com um pensamento "O vaivém regressa às duas da tarde e eu não tenho uma cassete de vídeo para gravar a CNN...". Nesse dia dirigi-me para a Universidade de manhã e tinha sempre no pensamento que teria de comprar uma cassete VHS. A manhã passou e eu não comprei a cassete, por isso resolvi sacrificar uma velha gravação do 2001 para gravar os breves minutos da aterragem do Columbia. Assim foi...

Cheguei a casa, liguei o computador, fui almoçar... voltei para o computador. Trabalhei um pouco na formação que teria de dar no meu grupo de escuteiros e perto das 13h30 fui para a televisão, de onde expulsei a minha mãe, para ver a CNN. Na altura, se não me falha a memória, um programa de informação anunciava o regresso do *shuttle* para breve. A emissão passa para o jornalista Miles O'Brien que nos informa que o contacto havia sido perdido com o vaivém há uns minutos atrás. Sentir um calafrio a percorrer-me a espinha e naquele momento senti que algo poderia estar a correr mal. "Vamos ver umas imagens que nos acabam de chegar do Texas e que mostra a reentrada do Columbia..." As imagens mostram um céu azul e um risco branco... De repente vêem-se como que outros riscos a separarem-se... eu pensei "Eles morreram, os astronautas morreram... não acredito!"

Os olhos humedeceram-se de lágrimas e a tragédia desenrolava-se em um "quase" directo para as televisões do mundo..."Esta é a hora da aterragem do vaivém espacial Columbia, mas a pista do *Kennedy Space Center* permanece vazia..."

"Columbia, Houston! Comm Check!..."

Em memória de Rick Douglas Husband; William Cameron 'Willie' McColl; Michael Phillip Anderson; Kalpana Chawla; David McDowell Brown; Laurel Blair Salton Clark; Ilan Ramon, tripulação da missão espacial STS-107 levada a cabo pelo vaivém espacial OV-102 Columbia.

"Columbia, Comm Check!!!..."



Em Órbita on-line

Desde o passado dia 15 de Outubro de 2003 está on-line uma página na rede global da Internet inteiramente dedicada ao boletim *Em Órbita*. O endereço de acesso é <http://zenite.nu/orbita/>.



Elaborada por José Roberto Costa, a página serve como ponto de acesso ao boletim *Em Órbita* encontrando-se aí armazenados todos os números já editados. A página teve como base os informes que são enviados para diversas listas de discussão (newsgroups) e que informam relativamente ao lançamento de novos satélites e de novas missões espaciais tripuladas, além de se enviar por vezes informações mais gerais sobre a Astronáutica ou sobre a Conquista do Espaço em geral.

Assim, a nova página vem preencher um pouco o vazio que se fazia sentir e que dizia respeito à falta de uma área na Internet onde os diversos números do boletim *Em Órbita* estivessem armazenados e disponíveis a qualquer hora para *download* por parte de todos aqueles interessados nas actividades espaciais humanas.

A página, que ainda se encontra numa fase de construção em algumas das suas áreas, é composta por cinco secções principais:

- **Conteúdo;**
- **Últimos Informes;**
- **Última Edição do Em Órbita;**
- **Termos Técnicos;**
- **Secção com artigos.**

A secção dos Conteúdos possui cinco áreas distintas:

1. **Download de boletins;**
2. **Conquista do Espaço;**
3. **Imagem da Semana;**
4. **Links Recomendados;**
5. **Envio de Mensagens.**

O **Download** de boletins permite ter acesso a todas as edições do boletim *Em Órbita* na sua versão PDF (na realidade o *download* fornece um arquivo zip para permitir um acesso mais rápido). A **Conquista do Espaço** está reservada para diversos artigos escritos por vários autores e que têm como objectivo permitir um melhor conhecimento de factos históricos sobre a conquista espacial. A **Imagem da Semana** disponibilizará uma imagem representativa de um acontecimento a nível da Conquista do Espaço, Astronáutica ou Astronomia que tenha marcado a semana. Os **Links Recomendados** dão acesso a outras páginas na Internet de especial interesse para os amantes desta temática. Finalmente **Envia uma Mensagem** permite enviar a sua opinião directamente ao (s) autor (es) da página do Em Órbita.

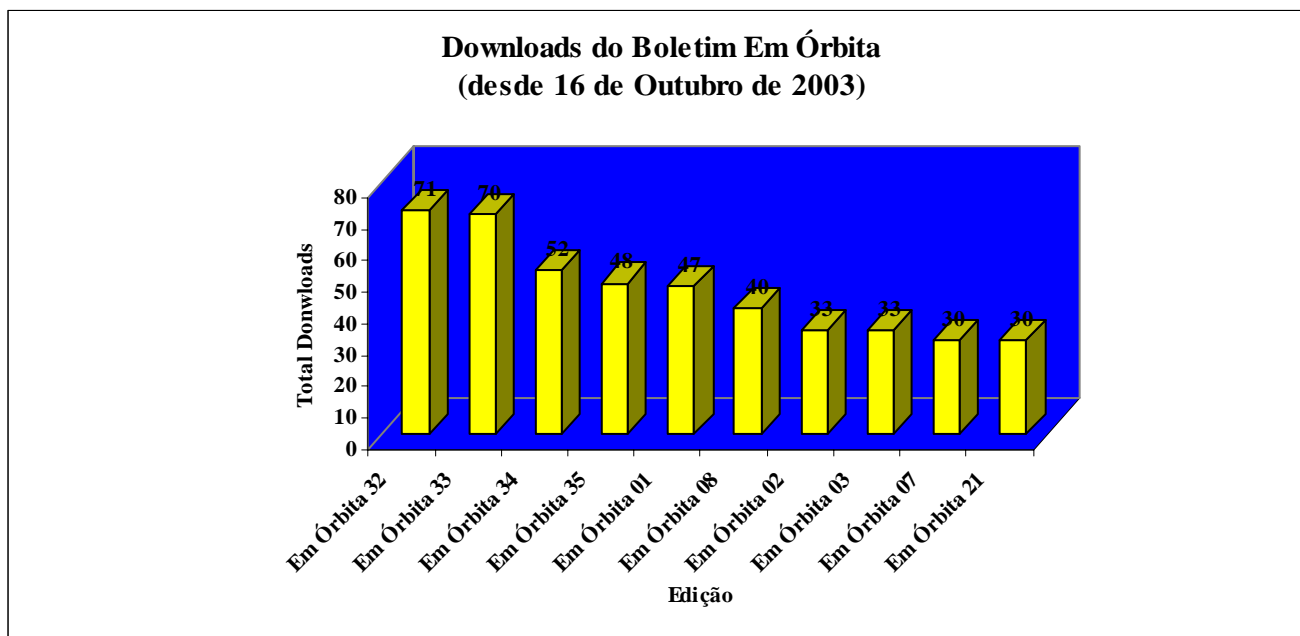
A secção dos **Últimos Informes** está relacionada com acontecimentos que tenham ocorrido dentro da temática, nomeadamente informações sobre os lançamentos orbitais e outros acontecimentos importantes.

A **Última Edição do Em Órbita** permite um acesso directo ao último número publicado do boletim.

Os **Termos Técnicos** informam o leitor relativamente a muitos dos termos mais complicados utilizados no boletim *Em Órbita*, permitindo assim uma melhor compreensão de muitos textos.

A Secção com diversos artigos será alterada sempre que surgir um artigo cuja importância seja relevante para os leitores.

Até às 0000UTC do dia 14 de Fevereiro de 2004 tiveram lugar 2.186 acessos à página do *Em Órbita* (desde 16 de Outubro de 2003), tendo sido realizados um total de 1.375 *downloads* das edições do boletim *Em Órbita*.



Temos recebido muitos comentários sobre a página do *Em Órbita* e de forma geral as opiniões são muito positivas.



A página do *Em Órbita* tem o apoio da página *Astronomia no Zênite* de José Roberto Costa e que pode ser acesada em <http://zenite.nu/>. Segundo José Roberto, a página *Astronomia no Zênite* constitui “Uma viagem pelo universo, onde o cibernauta tem a oportunidade de descobrir a relação entre a Astronomia e o futebol, o céu da bandeira do Brasil, as colisões de galáxias, os eclipses do século XXI e a exploração espacial, entre outros assuntos”.

Voo espacial tripulado

Estatísticas

Esta secção do *Em Órbita* será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral. A secção será actualizada todos os meses à medida que vão tendo lugar os diferentes voos espaciais tripulados e à medida que decorre a permanência dos membros da *Expedition Eight* a bordo da ISS (até ao dia 14 de Fevereiro de 2004).

Os 10 mais experientes (a 15 de Dezembro de 2003)

Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 09m 36s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 36s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	624d 09h 21m 36s
Alexander Yurievich Kaleri	557d 03h 57m 57s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 1h 48m 00s
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov	437d 16h 48m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	379d 14h 24m 00s
Musa Khiramanovich Manarov	365d 21h 36m 00s
Vladimir Georgievich Titov	365d 21h 36m 00s
Yuri Viktorovich Romanenko	326d 12h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	311d 19h 12m 00s
Valeri Vladimirovich Polyakov	240d 21h 36m 00s
Leonid Denisovich Kizim	237d 00h 00m 00s
Vladimir Alexeievich Solovyov	237d 00h 00m 00s
Oleg Yurievich Atkov	237d 00h 00m 00s

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	77h 41m 00s
Jerry Lynn Ross	58h 27m 00s
Steven Lee Smith	49h 34m 00s
Nikolai Mikhailovich Budarin	46h 14m 00s
Yuri Ivanovich Onufriyenko	43h 14m 00s
Talgat Amangeldyevich Musabayev	43h 02m 00s
James Hansen Newman	42h 24m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	41h 59m 00s
Victor Mikhailovich Afanasyev	38h 33m 00s
Vladimir Nikolaievich Dezhurov	37h 56m 00s

Astronautas com maior número de voos

Jerry Lynn Ross	7
Franklin R. Los Angeles Chang-Diaz	7
John Watts Young	6
Curtis Lee Brown, Jr.	6
James Donald Wetherbee	6
Collin Michael Foale	6

Número de cosmonautas e astronautas por país

E.U.A.	271	Bulgária	2	Eslováquia	1	Mongólia	1
U.R.S.S. / Rússia	98	Afeganistão	1	Espanha	1	Polónia	1
Alemanha	10	África do Sul	1	Holanda	1	Roménia	1
França	9	Arábia Saudita	1	Hungria	1	Síria	1
Canadá	8	Áustria	1	Índia	1	Suíça	1
Japão	5	Checoslováquia	1	Inglaterra	1	Ucrânia	1
Itália	4	China	1	Israel	1	Vietname	1
Bélgica	2	Cuba	1	México	1	TOTAL	431

Crônicas Espaciais (VIII)

Por Don Pettit, ISS Expedition Six Science Officer



Don Pettit
Space Chronicles 

As “Don Pettit Space Chronicals” (Crônicas Espaciais de Don Pettit), incluindo os seus textos e imagens, são traduzidas e reproduzidas em exclusivo para o *Em Órbita* com a autorização da *National Aeronautics and Space Administration – NASA*.

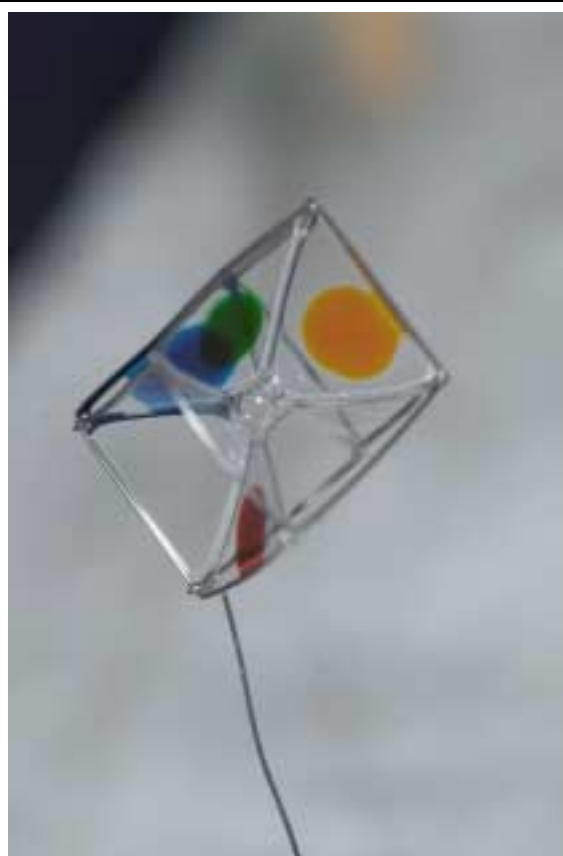
Estudo de filmes de água

Quase por acidente, fizemos uma observação muito surpreendente em órbita. Planeávamos utilizar um sabão fino, feito com azeite de oliva, e glicerina de um conjunto de barbear, para fazer filmes finos. Queríamos ver o que teriam os filmes finos para oferecer num ambiente de ausência de peso e verificamos que era um assunto que merecia algum estudo. Possuíamos também uma cópia do livro de C. V. Boys, “*Soap Bubbles*”, publicado pela primeira vez em 1911, que é ainda um lindo tratado sobre filmes finos e decidimos que ninguém deve permanecer numa estação espacial sem uma cópia deste livro.

Preparamos então uma solução de água com 2,5% de sabão fino e 15% de glicerina. O detalhe sobre como fizemos este preparado num ambiente de ausência de gravidade sem sujar a nossa casa, será tema de uma próxima crônica. Por agora, vamos assumir que existe 200 ml desta solução numa taça em gravidade zero (o que serve bem de taça em ausência de gravidade, será também um tema de uma crônica posterior). Um fio de aço inoxidável com um diâmetro de 0,64 mm foi convertido num dispositivo que podia alterar o seu diâmetro entre 35,0 mm e 150,0 mm. O diâmetro era ajustado ao puxar num fio de controlo tal como uma marioneta é controlada, só que em vez de vermos uma boca a mover-se ou os olhos a mexerem-se, vemos o diâmetro do dispositivo a aumentar ou diminuir. O dispositivo foi utilizado para dois propósitos: primeiro, foi difícil trabalhar com o tamanho de um recipiente cheio de líquido no qual era necessário introduzir uma argola e esta forma permitiu-nos iniciar com um diâmetro pequeno que depois era aumentado; segundo, ao alargar um filme poder-se-ia observar um sem número de efeitos de interferência óptica à medida que o filme se ia tornando cada vez mais fino.

Tendo em conta todos estes pormenores, preparamo-nos para trabalhar com a solução. Porém, nunca chegamos a uma solução com o sabão pois este era repelido pela água. Para minimizar potenciais problemas com a solução de sabão, decidimos ensaiar somente com água. Um aro de arame com um diâmetro de 53 mm foi submergido na taça contendo somente água destilada. Para nossa surpresa, quando o aro foi retirado, um fino filme de água aderiu-se ao aro. Nunca antes vira um filme fino de água de tão grande tamanho. O filme era espesso se comprável a outros filmes finos e seria melhor chamarmos de “macro-filme”. Parecia ter uma espessura de cerca de metade do diâmetro do aro, ou cerca de 300 μm .

Estes filmes eram surpreendentemente robustos e poderia aguentar numerosas tensões mecânicas sem se quebrar. Soprando no filme eram criadas pequenas ondulações que rapidamente diminuía quando as perturbações cessavam. Oscilando o aro cerca de 10 cm com um período de 2 segundos, criava-se uma distorção no filme com padrões semelhantes aos vistos numa membrana de borracha macia quando sobre a influência de um oscilador sónico. O deslocamento verificado no centro era de vários centímetros. Estes filmes duravam cerca de 12 horas se não sofressem qualquer



A tensão superficial é aqui demonstrada utilizando água e corantes alimentares mantidos juntos com o auxílio de uma argola de metal. Imagem: NASA.

perturbação. O aro de arame podia ser aumentado até 115 mm antes de se quebrar o filme. À medida que o filme ia expandindo e esticando, atingiu um estágio a cerca de 70 mm a 80 mm de diâmetro onde as ondulações já não eram visíveis. Aparentemente, a espessura do filme ia diminuindo e as forças de tensão superficial eram suficientemente fortes para impedir a formação de ondas. Foram observadas franjas de interferência escassamente espaçadas no filme quando se encontrava esticado demonstrando assim que os seus lados iam ficando planos e paralelos. Baseados no diâmetro inicial do filme e na sua espessura, calculou-se que o volume do filme era de aproximadamente 660 mm^3 . Argumentos geométricos permitiram calcular que a espessura de um filme fino esticado e com um diâmetro de 115 mm era de cerca de $60 \mu\text{m}$ ou 100 vezes o comprimento de onda da luz. Logo, utilizando uma simples medição dos diâmetros inicial e final, foi obtida uma estimativa da espessura final do filme fino. Mesmo o filme esticado era cerca de 50 vezes mais espesso do que os filmes feitos à base de soluções de sabão.

Preparamos uma solução de água contendo pequenas partículas retiradas de flocos de mica com um diâmetro de $5 \mu\text{m}$. Estas pequenas partículas seriam utilizadas para observar os fluxos internos nos filmes. Pequenas gotas desta solução foram colocadas num filme e observou-se de seguida os padrões de dispersão. Fluxos convectivos perpendiculares ao plano do filme foram efectivamente excluídos devido à pequena dimensão do filme. Sem perturbações externas, não foram observados movimentos de convecção no plano do filme, deixando somente a difusão para dispersar lentamente as partículas. Os padrões de partículas foram observados por mais de quatro horas. Tal como se fosse observado através de uma lente com aberrações, os bordos tornavam-se cada vez mais baços devido aos efeitos da difusão ao longo do tempo. Soprando ar numa direcção oblíqua iria induzir um fluxo no filme na direcção da corrente de ar, mas o fluxo iria diminuir logo no segundo após a remoção da perturbação (fim do sopro¹). A canela passaria através do filme causando distorções mínimas e permitindo um meio de induzir uma rotação no plano. Assim que fosse induzida com uma velocidade inicial de cerca de 1 cm/s , o movimento resultante dissipar-se-ia em aproximadamente 10 minutos. A rotação induzia um fluxo para o centro do filme. Quando o movimento cessasse, uma espiral de partículas era visível como se tivessem ficado congeladas.

Uma gota de corante alimentar (que havia sobrado do nosso bolo de Natal), foi colocado no centro de um filme fino com uma espessura de $300 \mu\text{m}$. Como o corante é uma solução à base de álcool, era esperado que o padrão resultante exibisse os efeitos de uma concentração no plano originada por convecção, talvez exibindo padrões tais como os observados nos bordos de um menisco num copo de vinho. Em vez disso, a coloração vermelha concentrou-se numa mancha circular com uns bordos que lentamente se tornaram mais dispersos com a passagem do tempo. Soprando sobre a pequena mancha de tinta vermelha verificou-se que esta podia ser deslocada sobre o filme. Pequenas manchas de cor com bordos tornando-se difusos com o tempo, ficaram visíveis por várias horas. Corantes alimentares de cor verde, azul e amarelo foram adicionados ao filme, tornando-se como que um pintura abstracta. Imagino o que alguém como Matisse poderia fazer com este meio efémero? Eventualmente, todas as cores acabaram por se misturar formando um verde apático e entorpecido, talvez a verdadeira cor do Universo?

Foram feitas experiências nas quais foi adicionada água e posteriormente removida de um filme. Foi utilizada uma seringa para introduzir lentamente e com cuidado a água no filme. O filme aumentou de espessura até cerca de 2 mm na zona onde a seringa introduzia água que era rapidamente espalhada pelo filme numa série de ondas. Acima de uma espessura de cerca de 2 mm, os lados do filme eram notavelmente curvos em vez de serem paralelos e originarem um menisco lenticular com potência óptica. A distância focal poderia ser alterada simplesmente ao adicionar mais água. Se fosse colocada uma toalha na zona exterior da argola, retiraria a água por acção capilar. Era difícil tornar o filme mais fino usando uma toalha sem causar quebras ou rupturas. A água era adicionada e retirada ao mesmo tempo em lados opostos e se os fluxos fossem balanceados, um estado estável era observado onde o fluxo laminar resultante no plano se tornava ondulante à medida que percorria o filme. A espessura do filme podia ser ajustada desde cerca de $300 \mu\text{m}$ até cerca de 2 mm regulando os fluxos. As bolhas de ar no interior da seringa eram excluídas do filme ou rebentavam se incorporadas no filme.

Quando um novo filme era retirado da taça, as bolhas de ar também seriam excluídas. Por vezes uma pequena bolha ficava aprisionada no filme ou uma bolha era intencionalmente introduzida no filme. Se as bolhas tinham um diâmetro de cerca de duas vezes a espessura do filme ou mesmo maiores, elas rebentavam após alguns segundos. Aparentemente, forças capilares originavam que a parede das bolhas que estava exposta acima da superfície do filme, se dissolvessem no próprio filme até que se tornavam demasiado finas e acabavam por rebentar.

A nossa intenção original de estudar os filmes de sabão terá de esperar por melhores dias. Observações da Natureza, por muito arcanas e insignificantes, são como o retirar mais uma camada da grande cebola do conhecimento, despertando a nossa curiosidade com o que encontramos, mas sempre revelando outra camada tentadora por baixo. Espero que nunca cheguemos ao centro, ao núcleo do conhecimento...

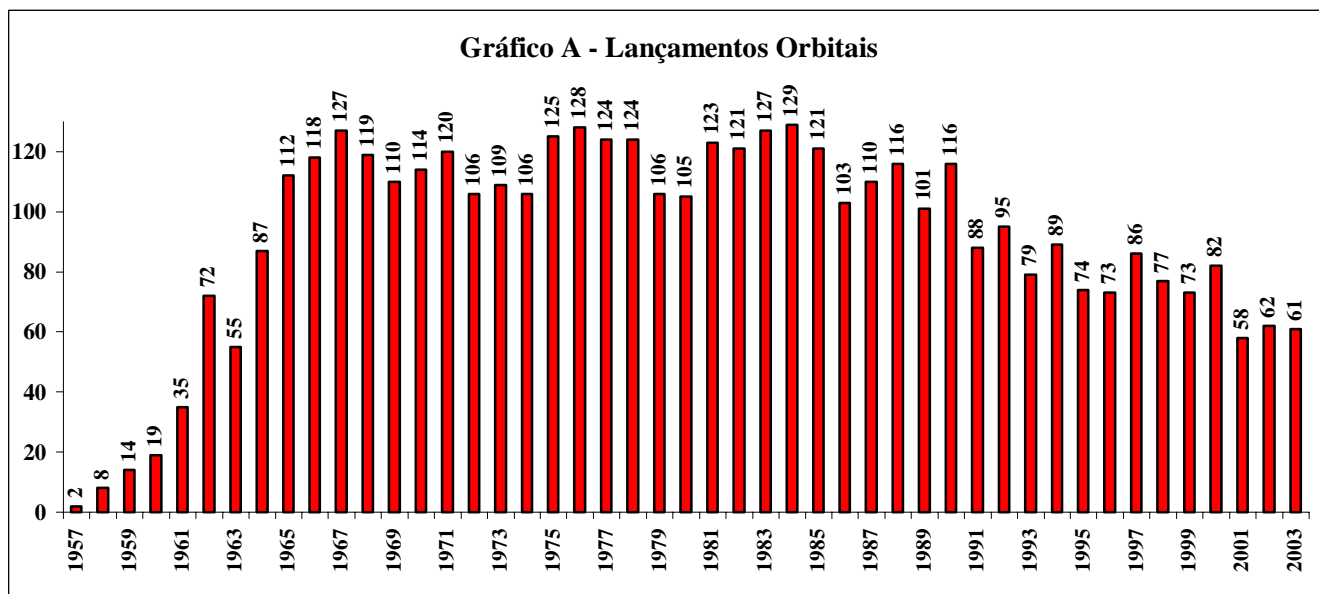
- **Para saber mais:**

<http://www.spaceflight.nasa.gov/gallery/video/station/expedition6/category/ndxpage8.html>

¹ Nota de tradução.

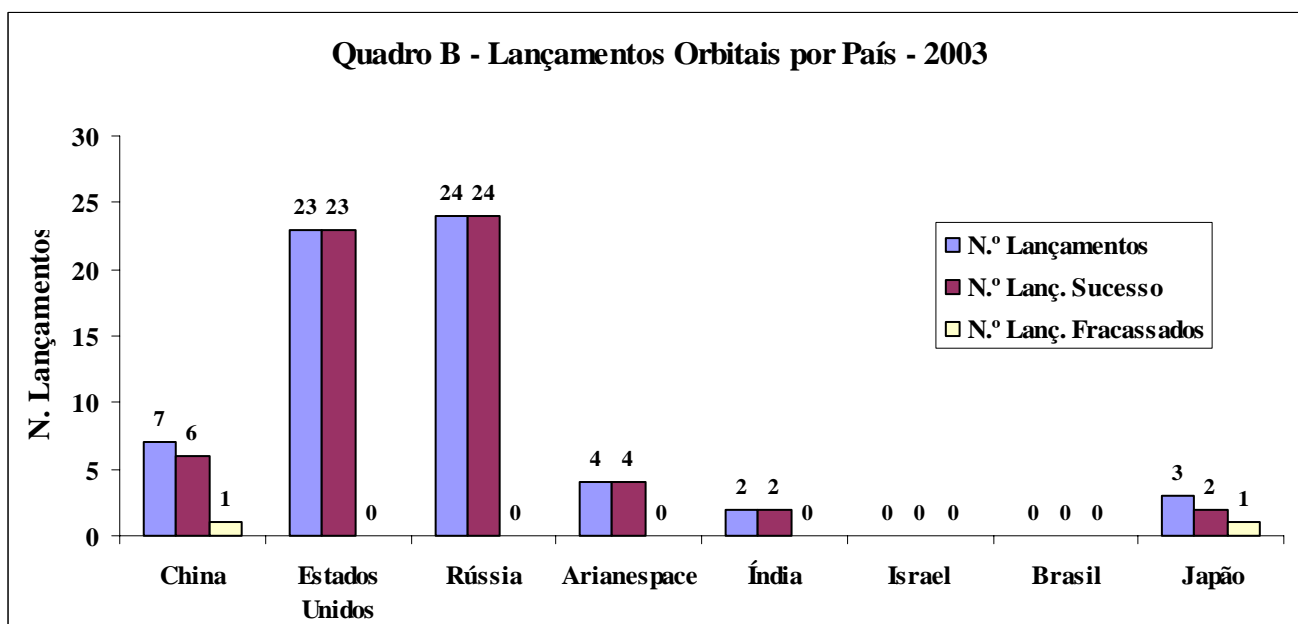
Estatísticas dos Lançamentos Orbitais de 2003

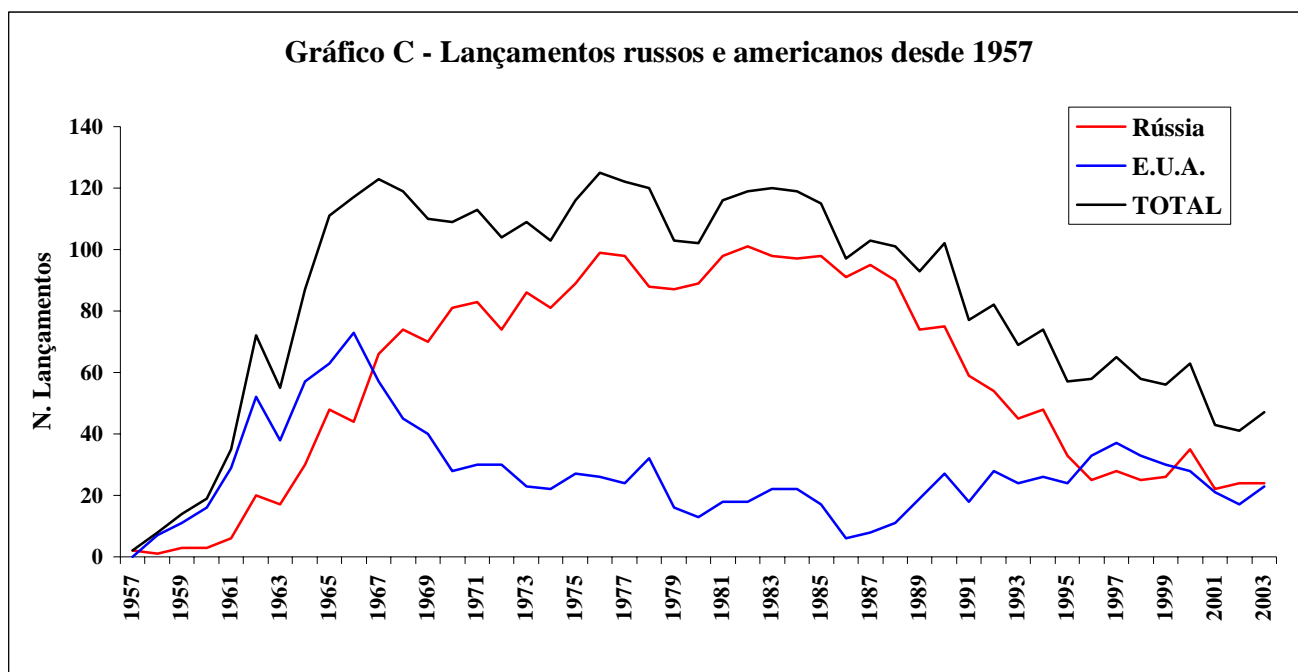
Em comparação com os últimos anos, pode-se dizer que 2003 fica registado como um ano no qual o número de lançamentos orbitais atingiu um total de 61, sendo abaixo da média dos últimos 10 anos (75,3 lançamentos por ano). Como se pode verificar no Gráfico A (“Lançamentos Orbitais”) tem de se recuar até 1963 (exceptuando o ano de 2001) para se encontrar um número de lançamentos mais baixo do que o de 2003. De salientar que em 1963 estávamos ainda no início da Era Espacial.



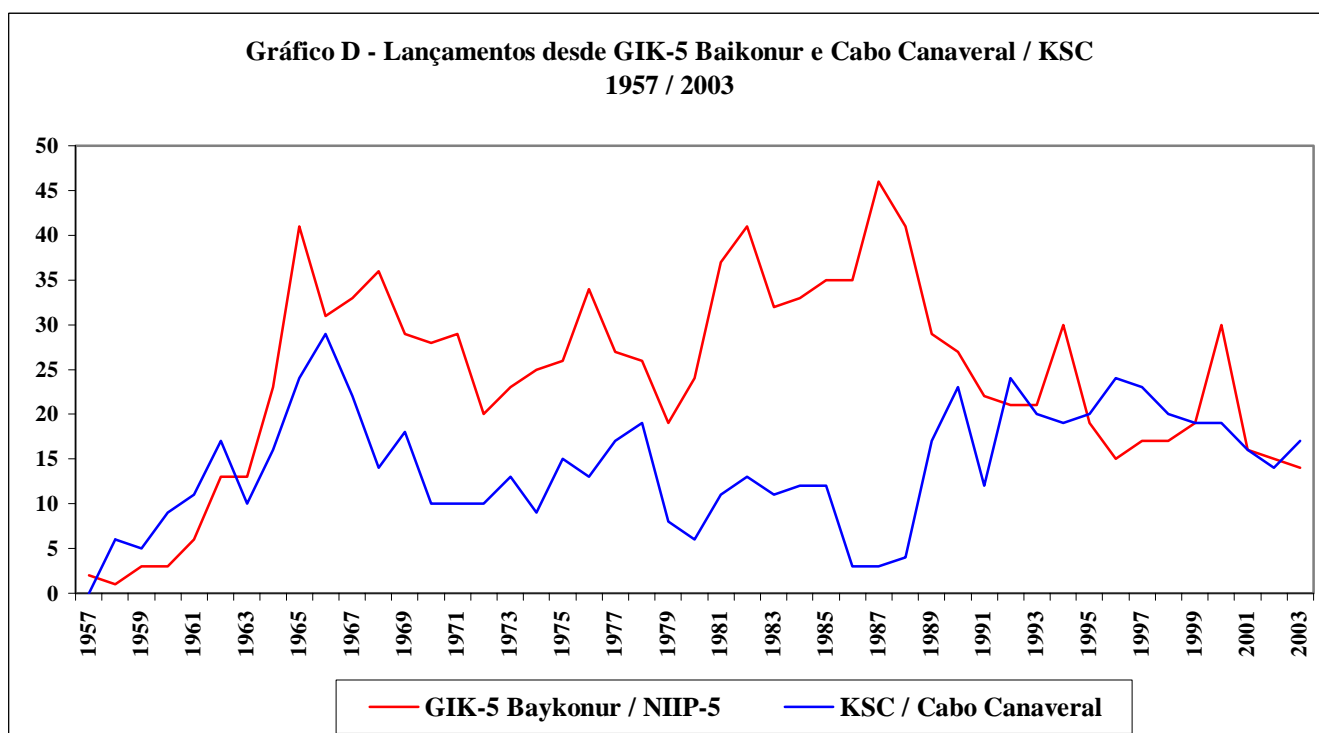
Verifica-se também que apesar da crónica crise económica que atinge a Rússia, esta consegue mais uma vez manter um número de lançamentos superior ao dos Estados Unidos, como se pode verificar nos Gráfico B (“Lançamentos Orbitais por País – 2002”) e Gráfico C (“Lançamentos Russos e Americanos desde 1957”).

Se compararmos o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo de Baikonur e o Cabo Canaveral (incluindo o Centro Espacial Kennedy – KSC), verifica-se que estes dois polígonos de lançamento trocaram de posições em relação a 2002 (Baikonur, 14 lançamentos; Cabo Canaveral / KSC, 17 lançamentos), como se verifica no Gráfico D (“Lançamentos desde GIK-5 Baikonur e Cabo Canaveral / KSC”).

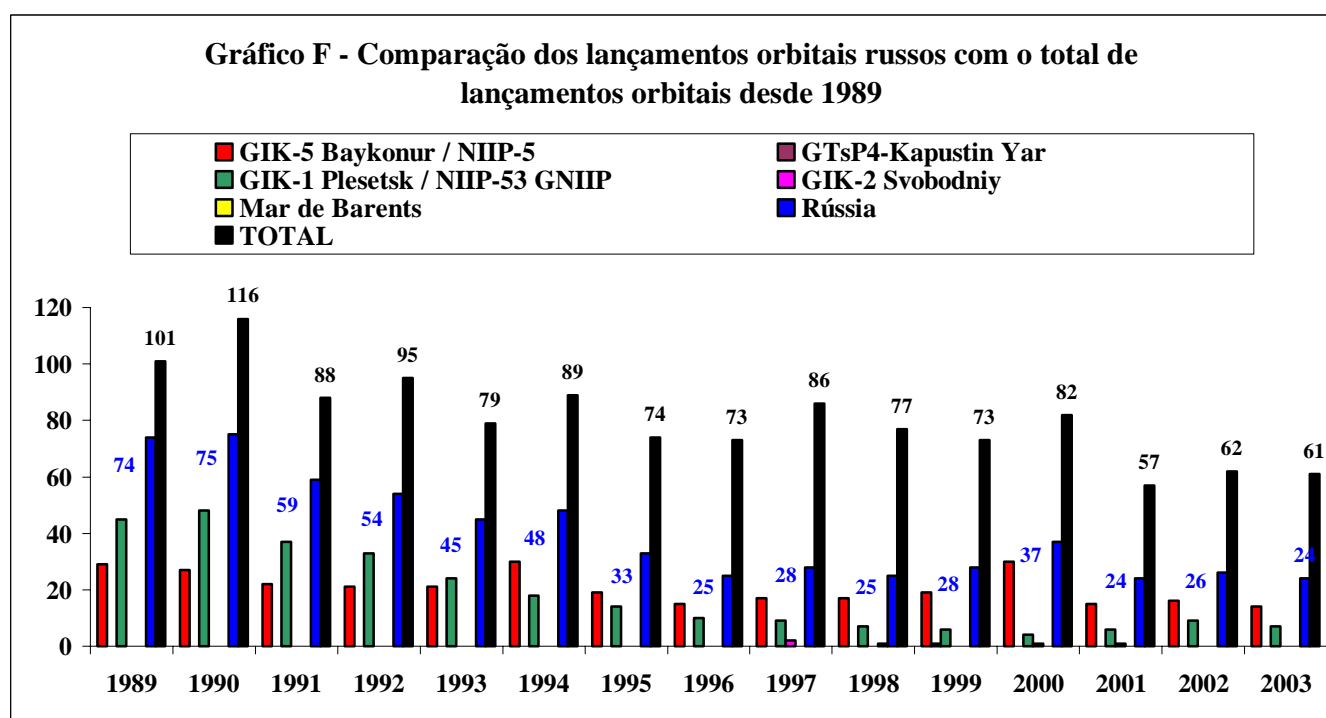
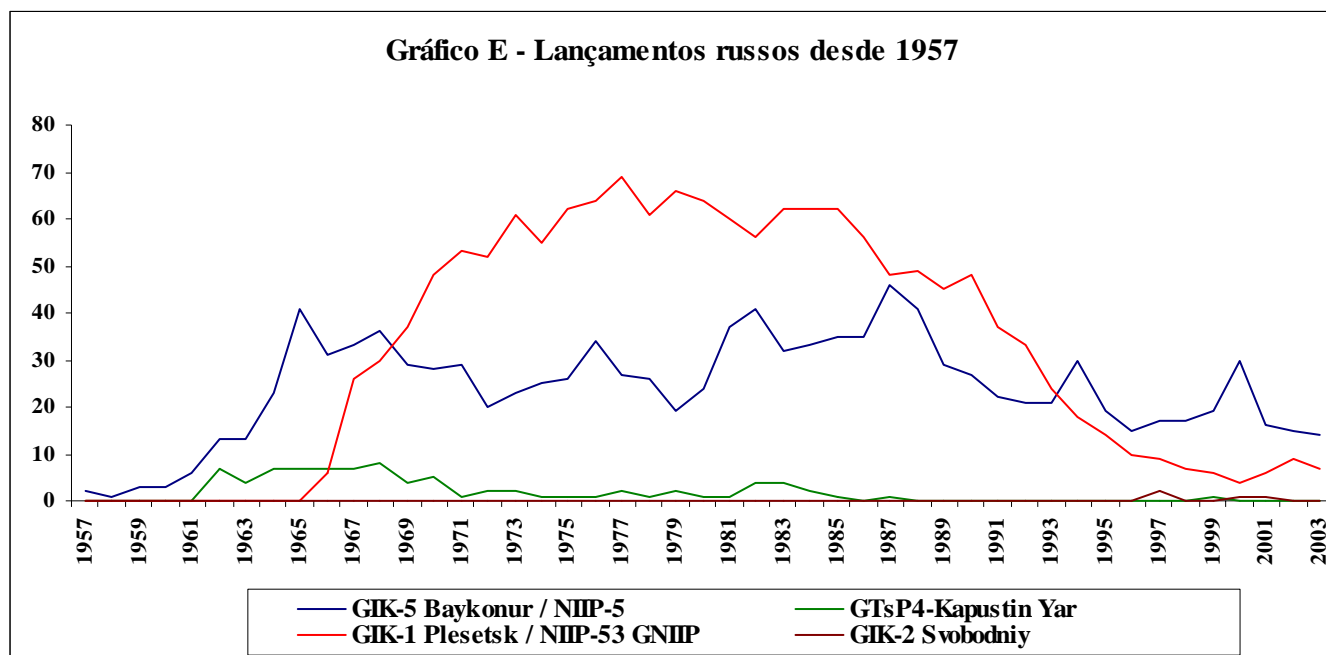




Desde o final da Guerra-fria que o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk tem diminuído, Gráfico E (“Lançamentos Russos desde 1957”). Ao contrário do que se possa pensar, o Cosmódromo de Plesetsk (1486 lançamentos) é o local de lançamentos mais activo do planeta e não o Cosmódromo de Baikonur (1127) ou o Cabo Canaveral / KSC (667). Comparativamente a 2002, Plesetsk registou menos 2 lançamentos orbitais (7 lançamentos). No futuro a Rússia deverá transferir todos os seus lançamentos para Plesetsk, Kapustin Yar ou Svobodniy.



Em relação às outras nações espaciais, de referir as sete tentativas de lançamentos orbitais por parte da China, do qual somente uma falhou, os dois lançamentos levados a cabo pela Índia, as três tentativas de lançamento por parte do Japão (dos quais uma falhou) e os 4 lançamentos orbitais levados a cabo pela Arianespace, um dos quais marcou o fim da era dos foguetões Ariane-4.



Os 61 lançamentos orbitais registados em 2003 correspondem a 1,416% dos lançamentos ocorridos desde 1957. Infelizmente em 2003 duas tentativas de lançamentos orbitais terminaram em desastre e um lançamento orbital tripulado resultou na morte da sua tripulação no regresso à Terra.

Quanto às missões espaciais tripuladas registaram-se 4 voos, sendo 1 pertencente aos Estados Unidos, 2 à Rússia e 1 à China. Os valores registados em 2003 indicam uma diminuição do número de missões americanas (devido ao desastre como vaivém espacial OV-102 Columbia) e um valor já normal das missões russas (este valor já se verificava com o número de missões destinadas à estação orbital Mir), além da tão esperada introdução das missões espaciais tripuladas chinesas. Em 2003 o número de voos tripulados encontrou-se assim condicionado a dois factores importantes: em primeiro lugar o desastre com o Columbia fez suspender a realização das restantes missões espaciais tripuladas dos Estados Unidos; em segundo lugar a disponibilidade de veículos Soyuz TMA e a não necessidade de se proceder a uma rotação dos tripulantes da ISS em tempos de permanência orbital mais curtos. Estas 4 missões tripuladas correspondem a 1,667% do

total de missões levadas a cabo desde 1961 (estes e os valores posteriores não levam em conta a missão STS-51L / Challenger).

O ano de 1980 foi o ano no qual a União Soviética levou a cabo mais missões espaciais tripuladas (a utilização da estação orbital Salyut-6 e o programa de cooperação Intercosmos proporcionaram a realização de várias missões tripuladas). Por seu lado, o período entre 1976 e 1980 não registou qualquer voo tripulado dos Estados Unidos, que se encontravam a preparar o vaivém espacial Columbia para a sua primeira missão orbital em Abril de 1981. Com a utilização dos vaivéns, os Estados Unidos conseguiram levar a cabo um número máximo de voos tripulados em 1985 (9 voos), antes da tragédia do Challenger em 1986 (ano no qual estavam previstas 15 missões tripuladas dos vaivéns espaciais). O número de voos tripulados dos Estados Unidos aumentou desde 1999 (3 voos), mas nos próximos anos não deveremos assistir a um aumento substancial pois o corte no orçamento da ISS e do programa tripulado em geral, prevê somente 4 missões tripuladas por ano e o aumento das permanências na ISS dos actuais quatro meses para seis meses à semelhança do que era levado a cabo na estação espacial Mir.

Nas missões que ocorreram em 2003 foram lançados para o espaço 13 seres humanos, dos quais 2 eram do sexo feminino (12,385%). Destes 13 seres humanos, 8 pertenciam aos Estados Unidos (61,538%), 2 à Rússia (15,385%), 1 a Israel (7,692%), 1 à China (7,692%) e 1 à Espanha (7,692%). Estes 13 viajantes colocados em órbita representam 1,357% dos seres humanos já lançados para o espaço desde 1961. O ano no qual se lançaram mais seres humanos foi em 1985 com 63 (6,576% do total desde 1961). O ano no qual menos seres humanos foram lançados para o espaço foi o ano de 1967 com somente 1 cosmonauta no espaço (0,104% do total).

Desde 1961 já foram lançados para o espaço 431 astronautas, cosmonautas ou espaçonautas, dos quais 271 pertencem aos Estados Unidos (62,877%), 98 à Rússia / União Soviética (22,738%), 10 à Alemanha (2,320%, tendo em conta que voaram cosmonautas e astronautas em nome da República Democrática Alemã e da República Federal Alemã), 9 à França (2,088), 8 ao Canadá (1,856%), 5 ao Japão (1,160%), 4 à Itália (0,928%), 2 à Bélgica (0,464%) e 2 à Bulgária (0,464%) e os restantes 21 (4,872%) pertencem ao Afeganistão, África do Sul, Arábia Saudita, Áustria, Checoslováquia, China, Cuba, Eslováquia, Espanha, Holanda, Hungria, Índia, Inglaterra, México, Mongólia, Polónia, Roménia, Síria, Suíça, Ucrânia e Vietname.

Tendo em conta que cada astronauta, cosmonauta ou espaçonauta pode realizar múltiplas missões, então pode-se afirmar que desde 1961 já foram lançados para o espaço 958 seres humanos dos quais 670 pertencem aos Estados Unidos (69,937%), 206 à Rússia (21,503%) e 83 a outros países (8,664%). O mês no qual se verifica o maior número de viajantes no espaço é o mês de Abril com 121 (12,630%) e o mês com menos viajantes é o mês de Maio com 59 (6,159%). Por outro lado, o mês no qual se verifica o maior número de missões espaciais tripuladas é o mês de Abril com 29 missões (12,083%) e o mês com menos missões tripuladas é o mês de Maio (6,667%).



Às 1420:00,039UTC do dia 12 de Agosto de 2003 um foguetão 11A511U Soyuz-U era lançado desde o Complexo 17P32-6 (LC31 PU-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur e acabaria por colocar em órbita o satélite espião Cosmos 2399 Orlets 1-N8 (27856 2003-035A). Imagem: arquivo fotográfico do autor.

Lançamentos Orbitais em 2003

06 Jan.	1419	001A	27640	Coriolis (P98-2)	Titan-23G (G-4)	Vandenberg AFB, SLC-4W
13 Jan.	0045:00	002A	27642	ICESat	Delta-2 7320-10C DPAF (D294)	Vandenberg AFB, SLC-2W
		002B	27643	CHIPSat		
16 Jan.	1538:59	003A	27647	STS-107	OV-102 Columbia	KSC, LC-39A
25 Jan.	2013:35	004A	27651	SORCE	L-1011 Stargazer	Cabo Canaveral, RW30/12
					Pegasus-XL (M32) "Zephyr"	
29 Jan.	1806	005A	27662	Navstar GPS2R-8	Delta-2 7925-9,5 (D295)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B
		005B	27663	XSS-10		
02 Fev.	1259	006A	27680	Progress M-47	11A511U Soyuz-U (Ya1500-060)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
15 Fev.	0700	007A	27683	Intelsat-907	Ariane-44L (V159)	CSG Kourou, ELA-2
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 GPS	2R-9 (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.	0423:17	015A	27775	Cosmos 2397	8K82K Proton-K DM-2M (410-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
26 Abr.	0353:52	016A	27781	Soyuz TMA-2	11A511U-FG Soyuz-FG (Ya15000-005)	
					GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	
28 Abr.	1119:54	017A	27783	GALEX	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (P015/M38)	
					C.C.A.F.S., RW30/12 Skid Strip	
08 Mai.	1128	018A	27807	G-Sat 2 'Gramsat'	GSLV-D2	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
09 Mai.	0429:25	019A	27809	Hayabusa	M-V (5)	Kagoshima SC
13 Mai.	2210	020A	27811	Hellas Sat 2	Atlas-5/401 (AV-002)	C.C.A.F.S., SLC-41
24 Mai.	0834	021A	27813	Beidou-2A	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-7)	Xichang SLC
02 Jun.	1745:26	022A	27816	Mars Express	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
				Beagle-2		
04 Jun.	1923:52	023A	27819	Cosmos 2398	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
06 Jun.	2215:15	024A	27820	AMC-9	8K82K Proton-K Briz-M	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-908
08 Jun.	1034:19	025A	27823	Progress M1-10	11A511U Soyuz-U (D15000-681)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
10 Jun.	1355:59	026A	27825	Thuraya-2	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey
10 Jun.	1758:47	027A	27828	Spirit MER-2	Delta-2 7925/Star-48 (D298)	C.C.A.F.S., SLC-17A
11 Jun.	2238:22	028A	27830	Bsat-2c	Ariane-5G (V161/L515)	CSG Kourou, ELA-3
		028B	27831	Optus & Defence-C1		
19 Jun.	2000:34	029A	27834	Molniya-3 (53)	8K78M Molniya-M/ML	GIK-1 Plesetsk, LC43/3
26 Jun.	1853	030A	27838	OrbView-3	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M34)	Vandenberg AFB, RW30/12
30 Jun.	1415:26	031A	27840	Monitor-E	15A30 Rockot-KM (MOM-1)	GIK-1 Plesetsk, LC133/1
		031B	27841	MIMOSA		
		031C	27842	DTUsat		
		031D	27843	MOST		
		031E	27844	CUTE-I		
		031F	27845	QuakeSat		
		031G	27846	AAU Cubesat		
		031H	27847	CanX-1		
		031J	27848	CubeSat XI-IV		
08 Jul.	0318:15	032A	27849	Opportunity MER-1	Delta-2 Heavy 7925-H10L (D299)	C.C.A.F.S., SLC-17B

17 Jul.	2345	033A	27852	Rainbow-1	Atlas-5/521 (AV-003)	C.C.A.F.S., SLC-41
08 Ago.	0330:55	034A	27854	EchoStar-9 (Telstar-13)	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Plt Odyssey
12 Ago.	1420:00	035A	27856	Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
13 Ago.	0209:33	036A	27858	SciSat-1	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M34)	Vandenberg AFB, RW30/12
19 Ago.	1050:45	037A	27864	Cosmos 2400	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
		037B	27865	Cosmos 2401		
25 Ago.	0535:39	038A	27871	SIRTF	Delta-2 Heavy 7925-H10L (D300)	Cabo Canaveral AFS, SLC17B
29 Ago.	0147:59	039A	27872	Progress M-48	11A511U Soyuz-U (D15000-682)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
29 Ago.	2313:00	040A	27875	USA-170 DSCS-III B6	Delta-4 Medium IABS (D301)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
09 Set.	0429	041A	27937	USA-171	Titan-401B Centaur (B-36/TC-20)	Cabo Canaveral AFS, SLC-40
16 Set	????	F001	-	?????	KT-1 Kaituozhe-1	Taiyuan
27 Set.	0611:44	042A	27939	Mozhayets-4	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
		042B	27940	Rubin 4-DSI		
		042C	27941	NigeriaSat-1		
		042D	27942	BNSCSat-1		
		042E	27943	BilSat-1		
		042F	27944	Larets		
		042G	27945	STSat-1		
27 Set.	2314:39	043A	27946	SMART-1	Ariane-5G (V162/L516)	CSG Kourou, ELA-3
		043B	27948	e-Bird 1		
		043C	27951	Insat-3E		
01 Out.	0402:59	044A	27953	Horizons-1	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey
15 Out.	0100:03	045A	28043	Shanzhou-5	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	Jiuquan
17 Out.	0452:08	046A	28050	ResourceSat-1	PSLV-C5	Satish Dhawan, Sriharikota Isl.
18 Out.	0538:03	047A	28052	Soyuz TMA-3	11A511U-FG Soyuz-FG (D15000-037)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
18 Out.	1617	048A	28054	USA-172	Titan-23G (G-9)	Vandenberg AFB, SLC-4W
21 Out.	0316	049A	28057	Zi Yuan-1B	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	Taiyuan
		049B	28058	Chuang Xin-1		
30 Out.	1343:42	050A	28060	SERVIS-1	15A30 Rockot-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
03 Nov.	0720	051A	28078	Jianbing-4	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	Jiuquan, LA2
14 Nov.	1601	052A	28082	Zhongxing-20	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-8)	Xichang, LC2
24 Nov.	0622	053A	28089	Yamal-201	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
		053B	28090	Yamal-202		
29 Nov.	0433	F002	-	IGS-2a	H-2A/2024 (6F)	Tanegashima, Yoshinubo
		F002	-	IGS-2b		
02 Dez.	1004	054A	28095	USA-173	Atlas-2AS (AC-164)	Vandenberg AFB, SLC-3E
		054C	28097	Sub Sat Libra		
05 Dez.	0600	055A	28098	Gruzomaket	15A35 Strela	GIK-5 Baikonur, LC132
10 Dez.	1742:12	056A	28112	Cosmos 2402	8K82K Proton-K Briz-M (410-03)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
		056B	28113	Cosmos 2403		
		056C	28114	Cosmos 2404		
18 Dez.	0230	057A	28117	USA-174	Atlas-3B (AC-203)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B
21 Dez.	0805	058A	28129	USA-175	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
27 Dez.	2130	059A	28132	AMOS-2	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat	GIK-5 Baikonur, 17P32-6
28 Dez.	2300	060A	28134	Ekspress AM-22	8K82K Proton-K DM-2M (410-04)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
29 Dez.	1906:18	061A	28140	Tan Ce-1	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-22)	Xichang

Um rover nunca vem só

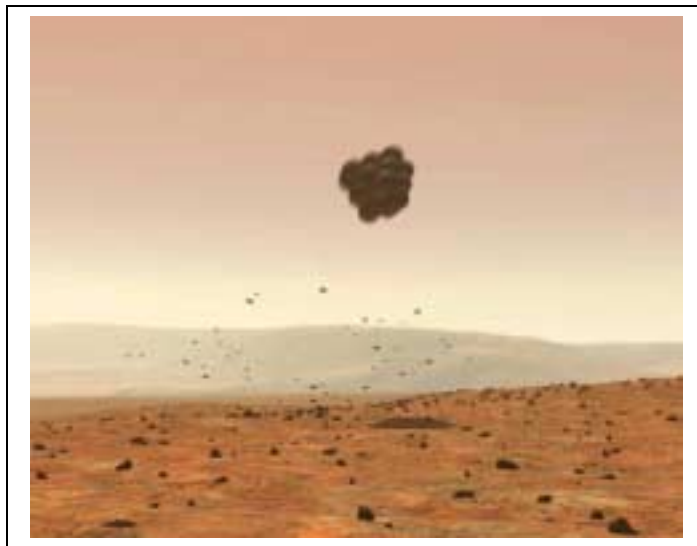
Por José Matos

Introdução

Marte é o único planeta interior cuja superfície pode ser observada a partir da Terra com alguma nitidez. A sua cor vermelha associada ao sangue terá justificado o nome inspirado no deus romano da guerra e no século XIX, houve quem visse linhas na sua superfície chamando-lhes canais. Desde então a ideia de que Marte já foi um planeta molhado nunca mais nos deixou e continua hoje presente. Só que ninguém sabe ainda se Marte foi noutros tempos um planeta de água. Os dados actuais são contraditórios e dois robôs da NASA estão a tentar descobrir o que realmente aconteceu no passado deste planeta. Com dois nomes giros (Spirit e Opportunity) e 180 quilos de peso cada um, são até hoje os maiores *rovers* que alguma vez pisaram a superfície de Marte. Se tudo correr bem serão capazes de percorrer 600 metros em três meses e desvendar alguns dos segredos escondidos nas areias de Marte.

A Chegada a Gusev

O caminho para Marte é longo, mas o Spirit foi o primeiro a chegar a 4 de Janeiro. O robô aterrou na cratera Gusev, que se pensa ter sido um antigo lago marciano. Parece que nesta cratera desaguava um rio, daí o interesse na sua exploração. O *rover* usou um sistema de *airbags* para aterrar que o protegeram durante o embate com a superfície.



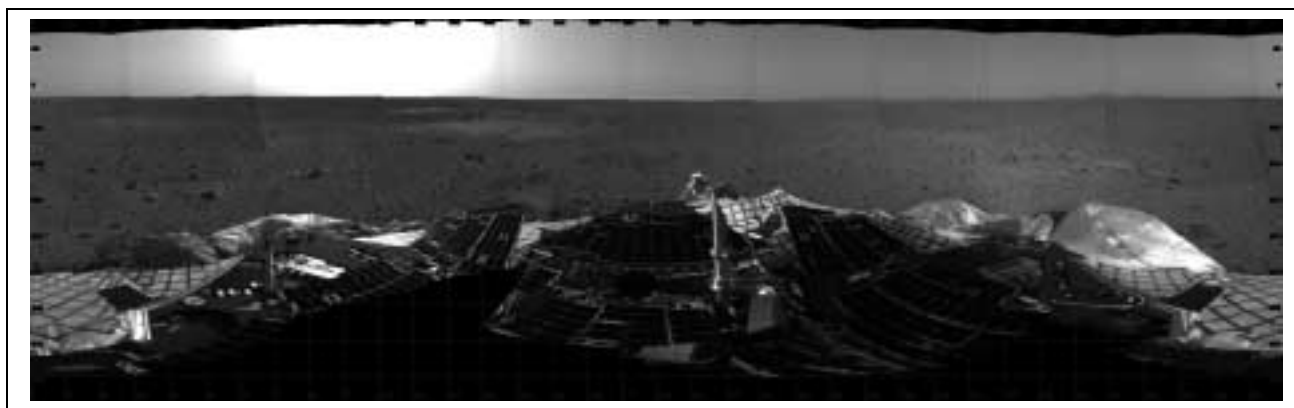
Ao lado: A chegada de um *rover* a Marte com os *airbags* insuflados (Imagem: JPL/NASA).

Em baixo: A primeira imagem panorâmica enviada pelo Spirit (Imagem: JPL/NASA).

Os primeiros dias em Marte foram passados em cima da plataforma de aterragem. E foi aqui que fez as primeiras fotografias panorâmicas de Marte que permitiram ver com grande pormenor a paisagem envolvente.

Mas foi também aqui que começaram os seus problemas. O caminho por onde devia descer para superfície estava vedado por um *airbag*, o que obrigou o robô a manobrar em cima da plataforma de forma a sair por outro lado. Ao contrário do previsto a

paisagem da cratera não é propriamente um local de sedimentos finos, como seria de esperar no leito de um lago seco, mas sim uma zona povoada de pequenas rochas que tornam a missão do Spirit um pouco mais difícil. Descobrir a origem destas rochas é um dos objectivos da missão.





Ao lado: Descida de um *rover* para a superfície. (Imagem: JPL/NASA).

Onze dias depois da sua chegada, o robô começou a rolar na superfície explorando o terreno em volta.

Em baixo: Na imagem vê-se a plataforma que trouxe o Espírito para a superfície de Marte (Imagem: NASA/JPL).



Depois de sair virou 40 graus e três dias depois aproximou-se de uma pequena rocha chamada Adirondack, cujo nome é uma homenagem a umas montanhas no estado de Nova Iorque. Esta rocha é um basalto de origem vulcânica e foi a primeira ser inspeccionada pelo Spirit. E foi aqui que ficou paralisado durante duas semanas devido a problemas de memória no computador de bordo. Os problemas terão sido causados por um excesso de ficheiros na memória da máquina que paralisaram o *rover* e o impediram de comunicar com a Terra durante vários dias seguidos. Para o resolver o problema os técnicos do JPL tiveram que apagar vários ficheiros até a memória ficar mais livre. O *rover* voltou a funcionar e continua agora sua missão pela zona saltitando de rocha em rocha. Entretanto, antes deste problema, o *rover* já tinha feito algumas análises ao solo onde detectou vários minerais como a olivina, um mineral ligado a rochas vulcânicas à base de silicato de ferro e de magnésio.

Um buraco na planície

O Opportunity chegou um pouco mais tarde a 25 de Janeiro e sem querer também caiu dentro de uma pequena cratera com 22 metros de diâmetro situada em Meridiani Planum. Nesta zona plana de Marte existe hematite, um óxido de ferro, que surge, geralmente, em ambientes ricos em água, embora nem sempre a presença de água seja necessária para termos hematite. Mas o facto de existir pode ser um sinal de que o planeta já foi rico em água. Tratava-se também de um local liso provavelmente com poucas rochas e, por isso, seguro para a aterragem do *rover*. Só que por azar durante o pouso este acabou por cair dentro da dita cratera. Mas dado que se trata de uma cratera pouca profunda (apenas dois metros de profundidade) não será difícil de transpor.



Ao lado: Uma imagem da cratera onde aterrou o Opportunity. À direita vê-se um afloramento rochoso que foi o primeiro alvo estudado pelo segundo *rover* (Imagem: JPL/NASA).

O *rover* desceu para superfície no último dia de Janeiro ao som da música "*Born to run*", de Bruce Springsteen, juntando-se assim ao seu irmão gémeo. Em 83 segundos, percorreu três metros dentro da pequena cratera e começou a preparar-se para as primeiras análises ao solo. O seu braço robótico já foi usado para analisar o terreno granuloso que existe no local e que parece poeira vulcânica. Mas ainda é cedo para se saber ao certo o que é. Imagens microscópicas mostram pequenos grãos irregulares com o tamanho de sementes de

girassol que tanto podem ser de origem vulcânica como o resultado de processos de erosão aquosos. Entretanto, o espectrômetro de infravermelhos do robô (o *mini-TES*) foi usado para analisar o terreno em volta tendo descoberto hematite em várias partes da cratera, confirmando assim os dados que os cientistas tinham sobre esta zona de Marte. No entanto, o primeiro alvo importante abordado pelo robô foi um afloramento rochoso situado na borda da pequena cratera. Aqui o *rover* inspecionou uma rocha de perto onde constatou a existência de erosão eólica e de pequenos grãos cinza cuja origem ainda não foi determinada. A meio de Fevereiro, o *rover* preparava-se para sair para o exterior da cratera.

Instrumentos

Os *rovers* possuem vários instrumentos concentrados no braço robótico e no mastro. Segue-se uma breve descrição dos mesmos com as principais características.

Instrumentos no mastro do *rover*

Câmara Panorâmica (Pancam)

- Análise do contexto geológico, rochas, textura do solo e mineralogia.
- 15 Filtros coloridos, do visível ao infravermelho (0.4 – 1.1 mm).
- 1024 × 1024 CCDs.
- Campo de visão 16° x 16°
- Resolução 3× superior à câmara da Mars Pathfinder.
- 270 Gramas de peso.

Espectrômetro de emissão térmica (Mini-TES)

- Mineralogia (silicatos, carbonatos, moléculas orgânicas, sais, etc. ...)
- Análise da atmosfera (temperatura, vapor de água e abundância de poeira).
- 5-29 µm, 10 cm-1 de resolução espectral.
- 2,1 kg de peso.
- **Navcams** (2 câmaras para navegação do *rover*).

No braço do *rover*

Espectrômetro Mössbauer

- Identificar minerais ligados ao ferro.
- Cada medida dura 12 horas.

Espectrômetro de partículas Alfa e raios-X (APXS)

- Composição química das rochas e solos.
- Cada medida dura 10 horas.

Microscópio de imagem (MI)

- Análise da textura microscópica.
- 1024×1024 CCD.
- 1 Filtro; imagens a preto e branco.
- 30 microns/pixel

Ferramenta abrasiva (RAT)

- Limpeza e desgaste.
- Abre buracos de 4,5 cm de diâmetro e 5 mm de profundidade.



O futuro

Marte parece ser o mundo mais parecido com a Terra do que qualquer outro no sistema solar. Como nós, também tem um dia de 24 horas, estações bem definidas, gelo nos pólos e no subsolo e temperaturas que no Verão equatorial podem passar os zero graus Celsius. E quem sabe até já pode ter tido vida e um clima mais quente propício à existência de água na superfície. Os olhos e os instrumentos destes dois *rovers* vão permitir-nos conhecer melhor este planeta e pesquisar uma história que se afigura complicada. Como disse no início sabemos pouco sobre o passado de Marte. É possível que o planeta nunca tenha tido grande abundância de água, como certos dados nos dizem, mas também é possível o contrário. As observações que têm sido feitas em órbita são contraditórias em certos aspectos e só adensam o mistério. Ora, os dois locais que estão a ser explorados podem ajudar a desvendar um pouco desse mistério.

Os dois robôs estão a procurar principalmente minerais ligados à presença de água e no caso do Opportunity a hematite já foi encontrada. Mas convém dizer que não serão as últimas máquinas terrestres a visitar o planeta nem responderão a todas as nossas perguntas. Nos próximos anos novas missões avançarão para Marte preparando o terreno para futuros exploradores mais capazes e curiosos. E um dia talvez o homem chegue lá encerrando este ciclo e dando início a um novo. Mas enquanto não chegamos vamos mandando uns carrinhos de golfe à frente.

Links:

- (1) <http://marsrovers.jpl.nasa.gov/home/index.html>
- (2) <http://athena.cornell.edu/>
- (3) <http://www.redrovergoestomars.org/>
- (4) <http://www.nasa.gov/externalflash/m2k4/frameset.html>

Nota: A seguinte tabela referente aos lançamentos de sondas destinadas ao planeta Marte, é novamente editada devido ao facto de que não apresentar a sonda Mars Express / Beagle-2 na sua primeira edição em no boletim Em Órbita n.º 34 – Dezembro de 2003.

Sondas para Marte

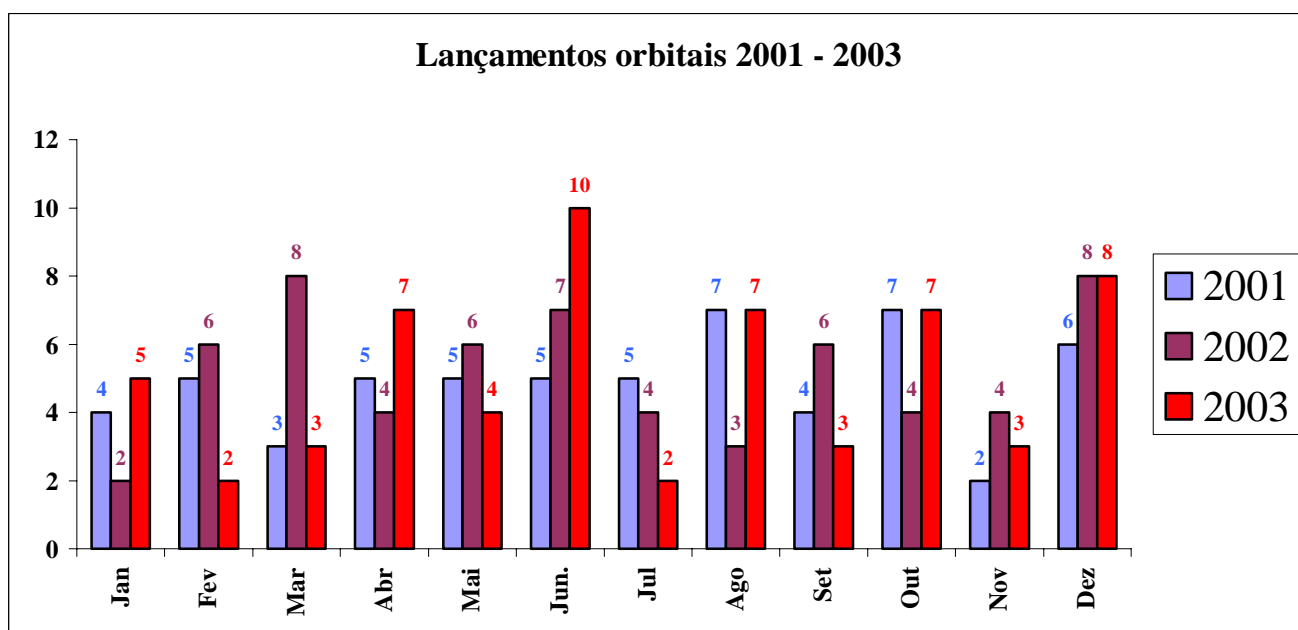
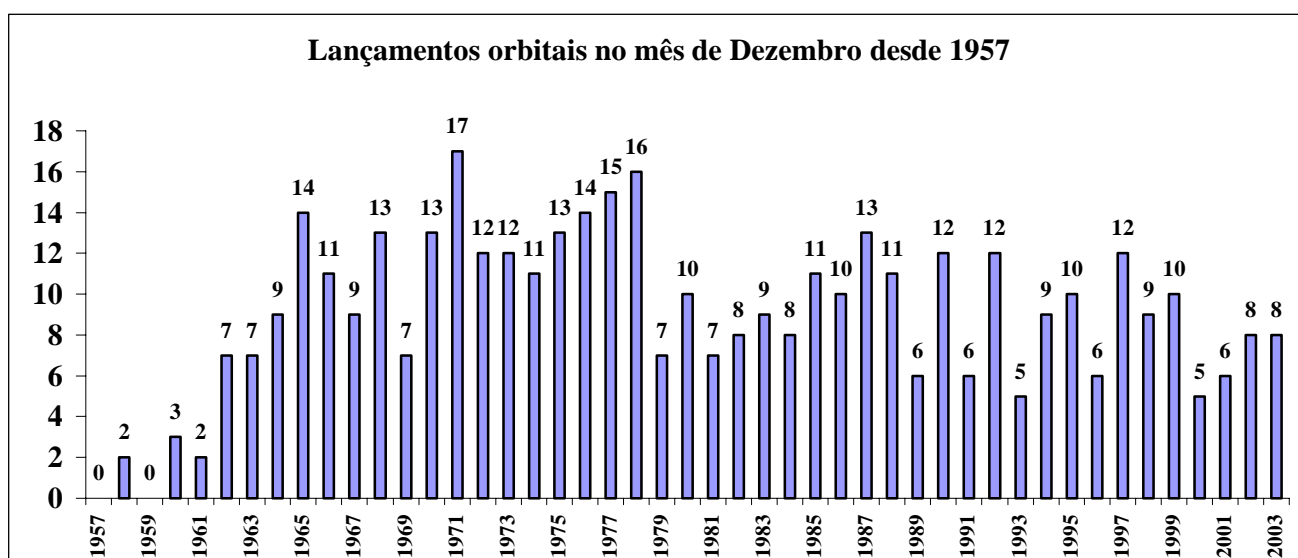
Sonda	País	Designação Internacional	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo lançador	Local Lançamento	Plataforma
1M n.º 1	U.R.S.S.	1960-F12	-	10-Out-60	14:27:49	8K78 Molniya (L1-4M)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
1M n.º 2	U.R.S.S.	1960-F14	-	14-Out-60	13:51:03	8K78 Molniya (L1-5M)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mariner-1	E.U.A.	1962-F07	-	22-Jul-62	9:21:23	Atlas-Agena B (145D/AA5)	Cabo Canaveral	LC12
Sputnik 22 / 2MV-4 n.º 1	U.R.S.S.	1962-057A	443	24-Out-62	17:55:04	8K78 Molniya (T103-15)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mars 1 / 2MV-4 n.º 2	U.R.S.S.	1962-061C	450	1-Nov-62	16:14:16	8K78 Molniya (T103-16)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Sputnik 24 / 2MV-3 n.º 1	U.R.S.S.	1962-062A	451	4-Nov-62	15:35:15	8K78L Molniya (T103-17)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mariner-3	E.U.A.	1964-073A	923	5-Nov-64	19:22:05	Atlas-Agena D (289D/AA11)	Cabo Canaveral	LC13
Mariner-4	E.U.A.	1964-077A	938	28-Nov-64	14:22:01	Atlas-Agena D (288D/AA12)	Cabo Canaveral	LC12
Zond 2 / 3MV-4A n.º 2	U.R.S.S.	1964-078A	945	30-Nov-64	13:12:00	8K78 Molniya	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mariner-6	E.U.A.	1969-014A	3759	25-Fev-69	1:29:00	Atlas Centaur SLV-3C (AC-20/5403C)	Cabo Canaveral	LC36B
M-69 No. 521 (2M n.º 521)	U.R.S.S.	1969-F06	-	27-Mar-69	10:40:45	8K82K Proton-K D (240-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
Mariner-7	E.U.A.	1969-030A	3837	27-Mar-69	22:22:00	Atlas Centaur SLV-3C (AC-19/5105C)	Cabo Canaveral	LC36A
M-69 No. 522 (2M n.º 522)	U.R.S.S.	1969-F07	-	2-Abr-69	10:33:00	8K82K Proton-K D (233-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
Mariner 8 / Mariner 71H	E.U.A.	1971-F04	-	8-Mar-71	1:11:02	Atlas Centaur SLV-3C (AC-24/5405C)	Cabo Canaveral	LC36A
M-71 3MS n.º 170 / Cosmos 419	U.R.S.S.	1971-042A	5221	10-Mai-71	16:58:42	8K82K Proton-K D (253-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
M-71 4M n.º 171 / Mars 2	U.R.S.S.	1971-045A	5234	19-Mai-71	16:22:44	8K82K Proton-K D (255-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
M-71 4M n.º 172 / Mars 3	U.R.S.S.	1971-049A	5252	28-Mai-71	15:26:30	8K82K Proton-K D (249-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
Mariner 9	E.U.A.	1971-051A	5261	30-Mai-71	22:23:04	Atlas Centaur SLV-3C (AC-23/5404C)	Cabo Canaveral	LC36B
M-73 3MS n.º 52S / Mars 4	U.R.S.S.	1973-047A	6742	21-Jul-73	19:30:59	8K82K Proton-K D (261-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
M-73 3MS n.º 53S / Mars 5	U.R.S.S.	1973-049A	6754	25-Jul-73	18:55:48	8K82K Proton-K D (262-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
3MP n.º 50P / Mars 6	U.R.S.S.	1973-052A	6768	5-Ago-73	17:45:48	8K82K Proton-K D (281-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
3MP n.º 51P / Mars 7	U.R.S.S.	1973-053A	6776	9-Ago-73	17:00:17	8K82K Proton-K D (281-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
Viking-1 / Thomas Mutch Memorial Station	E.U.A.	1975-075A/C	8108/9024	20-Ago-75	21:22:00	Titan-IIIIE (24E-4)	Cabo Canaveral	LC41
Viking-2	E.U.A.	1975-083A/C	8199/9408	9-Set-75	18:39:00	Titan-IIIIE (23E-3)	Cabo Canaveral	LC41
1F n.º 101 / Phobos 1	U.R.S.S.	1988-058A	19281	7-Jul-88	17:38:04	8K82K Proton-K D-2 (356-02)	NIIP-5 Baikonur	LC200 PU-39
1F n.º 102 / Phobos 2	U.R.S.S.	1988-059A	19287	12-Jul-88	17:01:43	8K82K Proton-K D-2 (356-01)	NIIP-5 Baikonur	LC200 PU-40
Mars Observer	E.U.A.	1992-063A	22136	25-Set-92	17:05:00	Commercial Titan 3 (CT-4)	Cabo Canaveral	LC40
MGS - Mars Global Surveyor	E.U.A.	1996-062A	24648	7-Nov-96	17:00:49	Delta-2 7925A (D239)	Cabo Canaveral	LC17A
M1 n.º 520 / Mars 96 (Mars 8)	Rússia	1996-064A	NNA	16-Nov-96	20:48:53	8K82K Proton-K D-2 (392-02)	GIK-5 / Baikonur	LC200 PU-39
Mars Pathfinder (Sagan Memorial Station) / Sojourner	E.U.A.	1996-068A	24667	4-Dez-96	6:58:07	Delta-2 7925A (D240)	Cabo Canaveral	LC17B
Nozomi / Planet B	Japão	1998-041A	25383	3-Jul-98	18:12:00	M-V / M-V-3	Kagoshima SC	M-V
Mars Climate Orbiter	E.U.A.	1998-073A	25571	11-Dez-98	18:45:51	Delta-2 7425-9.5 (D264)	Cabo Canaveral	SLC17A
Mars Polar Lander / Deep Space 2	E.U.A.	1999-001A	25605	3-Jan-99	20:21:10	Delta-2 7495-9.5 (D265)	Cabo Canaveral	SLC17B
2001 Mars Odyssey	E.U.A.	2001-014A	26734	7-Abr-01	15:02:22	Delta-2 7425 (D284)	Cabo Canaveral	SLC17A
Mars Express / Beagle-2	E.S.A.	2003-022A	27816	2-Jun-03	17:45:26	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (ST-11)	GIK-5 Baikonur	LC31 PU-6
Spirit MER-2	E.U.A.	2003-027A	27828	10-Jun-03	17:58:47	Delta-2 7925/Star-48 (D298)	Cabo Canaveral	SLC17A
Opportunity MER-1	E.U.A.	2003-032A	27849	8-Jul-03	3:18:15	Delta-2 Heavy 7925-H10L D299)	Cabo Canaveral	SLC-17B

Lançamentos não tripulados

Dezembro de 2003

Em Dezembro de 2003 registaram-se 8 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 11 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Dezembro foram realizados 4.309 lançamentos orbitais, 425 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,863% do total. É no mês de Dezembro 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 6,150% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Dezembro teve lugar a 6 de Dezembro de 1958 (0544:52UTC) quando um foguetão Juno-II (AM-11), lançado a partir da plataforma LC5 de Cabo Canaveral, colocou em órbita terrestre a sonda lunar Pioneer-3 (00111 1958 Teta 1958-007A). Este foi o 9º lançamento orbital da Era Espacial. Infelizmente a Pioneer-3 não atingiu a Lua mas enviou dados sobre a cintura de radiação terrestre.



2 de Dezembro – Atlas-2AS (AC-164)

USA-173 Libra (SBWASS, NRO L-18)

O mês de Dezembro de 2003 começou com o lançamento de dois satélites militares para os Estados Unidos. Este foi o último lançamento de um foguetão Atlas-2AS a desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Este terá sido o 284º lançamento de um foguetão Atlas desde Vandenberg, sendo também o 570º lançamento orbital a ter lugar desta base da Força Aérea dos Estados Unidos.

Lançamento orbital n.º 4.302

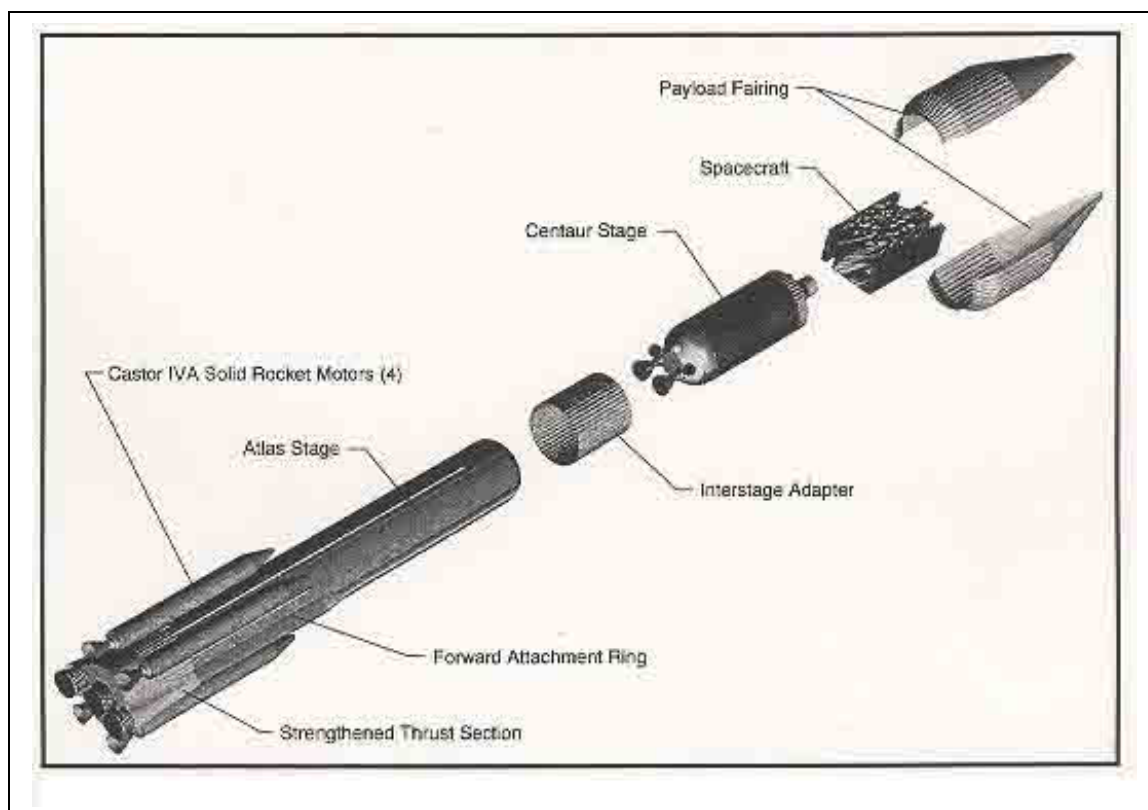
Lançamento E.U.A. n.º 1.282 (29,800%)

Lançamento Vandenberg AFB n.º 570 (13,250%)

O Atlas-2AS

O foguetão Atlas-2AS é um veículo a dois estágios (Atlas e Centaur), com um estágio inicial de sustentação e auxiliado por quatro propulsores laterais de combustível sólido. É capaz de colocar uma carga de 8.610 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude e com uma inclinação de 28,5º, ou então 3.630 kg uma trajectória de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve uma força de 361.620 kgf, tendo uma massa total de 234.000 kg. Tem um comprimento de 47,5 metros e um diâmetro base de 4,9 metros.

O estágio inicial, também denominado por Atlas MA-5AS, tem um peso bruto de 5.632 kg. É capaz de desenvolver uma força de 213.500 kgf no lançamento e tem um Tq de 172 s, um Ies de 299 s e um Ies-nm de 263 s. Tem um diâmetro de 4,9 metros. Este estágio está equipado com dois motores RS-56-OBA construídos pela *Rocketdyne*. Cada um tem um peso de 805 kg e é capaz de desenvolver 106.750 kgf no vácuo, tendo um Ies de 299 s e um Tq de 172 s. Consomem LOX e querosene RP-1. Este estágio faz parte do primeiro estágio Atlas-IIA que tem um peso bruto de 161.950 kg e um peso de 6.050 kg sem combustível. No vácuo o seu motor RS-56-OSA (construído pela *Rocketdyne* e com peso de 460 kg, diâmetro de 3,1 metros, comprimento de 2,7 metros e consome LOX e querosene) é capaz de desenvolver uma força de 39.400 kgf, tendo um Ies de 316 s (Ies-nm de 220 s) e um Tq de 283 s. Este estágio tem um comprimento de 24,9 metros e um diâmetro de 3,1 metros.



Na fase inicial do lançamento o primeiro estágio é auxiliado por quatro propulsores de combustível sólido Castor-4A construídos pela *ATK Thiokol*. Cada um tem um peso bruto de 11.734 kg, pesando 1.529 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 48.774 kgf no lançamento e tem um Tq de 56 s, um Ies de 266 s e um Ies-nm de 237 s. Tem um diâmetro de 1,0 metro e um comprimento de 9,1 metros. Estão equipados com motores TX-780.

O estágio Centaur IIA tem um peso bruto de 19.073 kg, e um peso de 2.293 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 18.866 kgf no vácuo, com um Ies de 449 s e um Tq de 392 s. Tem um comprimento de 10,1 metros e um diâmetro de 3,1 metros. Está equipado com dois motores RL-10A-4 construídos pela *Pratt and Whitney*. Consumindo LOX e LH₂, cada um desenvolve uma força de 9.433 kgf no vácuo. Têm um Ies de 449 s e um Tq de 392 s. Cada motor tem um peso de 168 kg, um diâmetro de 1,5 metros e uma câmara de combustão.

O primeiro lançamento do Atlas-2AS teve lugar a 16 de Dezembro de 1993 (0038UTC) tendo o lançador AC-108 colocado em órbita o satélite Telstar-401 (22927 1993-077A) a partir do Complexo LC-36B do Cabo Canaveral. O primeiro lançamento de um Atlas-2AS desde a Base Aérea de Vandenberg, teve lugar a 18 de Dezembro de 1999 (1857:39UTC). O veículo AC-141 foi lançado desde o Complexo SLC-3E e colocou em órbita o satélite Terra EOS AM-1 (25994 1999-068A). Nunca ocorreu qualquer lançamento fracassado com o Atlas-2AS, tendo uma percentagem de sucesso de 100%.

Para a missão AC-164 o Atlas-2AS tinha uma altura de 48,5 metros e a sua ogiva tinha um diâmetro máximo de 4,3 metros.

Data	Veículo	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
23-Set-99	AC-155	Cabo Canaveral	LC-36A	EchoStar-5 (25910 1999-050A)
18-Dez-99	AC-141	Vandenberg AFB	SLC-3E	Terra / EOS AM-1 (25994 1999-068A)
3-Fev-00	AC-158	Cabo Canaveral	LC-36B	Hispasat-1C (26071 2000-007A)
14-Jul-00	AC-161	Cabo Canaveral	SLC-36B	EchoStar-6 (26402 2000-038A)
6-Dez-01	AC-157	Cabo Canaveral	SLC-36A	USA-155 / MLV-11 (26635 2000-080A)
19-Jun-01	AC-156	Cabo Canaveral	SLC-36B	ICO-F2 (26857 2001-026A)
8-Set-01	AC-160	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-160 Capricorn-3 / MLV-10 (26905 2001-040A)
11-Out-01	AC-162	Cabo Canaveral	SLC-36B	USA-162 Aquilla / MLV-12 (26948 2001-046A)
18-Set-02	AC-159	Cabo Canaveral	SLC-36A	Hispasat-1D (27528 1993-044A)
2-Dez-03	AC-164	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-173 (28095 2003-054A); SubSat (28097 2003-054C)

O programa SB-WASS (NOSS)

O programa SB-WASS (*Space Based Wide Area Surveillance System*) é um programa militar secreto que utiliza grupos de três satélites (tripletos) para executaram vigilância militar naval. Também denominado RANGER estes satélites fazem parte da segunda geração de satélites NOSS, com o primeiro grupo de veículos deste programa foi colocado em órbita a 8 de Junho de 1990². O lançamento foi levado a cabo num azimute de 51°, mas uma manobra de alteração do plano orbital colocou o satélite numa órbita circular a 454 km de altitude e com uma inclinação de 61°. Uma manobra posterior levada a cabo a 19 de Junho de 1990 elevou a inclinação orbital para 63,4° e após esta manobra foram separados três sub satélites.

A identidade destas cargas colocadas em órbita não era muito clara inicialmente, com várias interpretações a serem discutidas, incluindo a possibilidade da haver uma relação com os sub satélites de vigilância electrónica libertados pelos KH-9.

Porém, é claro que estes dois tipos de lançamentos incluíram a colocação em órbita de conjuntos de tripletos de sub satélites que foram colocados em órbitas com uma inclinação de 63° que lhes permite manter uma formação estável em torno do planeta. Logo, estes sub satélites foram interpretados como sendo provavelmente relacionados com o programa NOSS. Cada um destes veículos deverá ter uma massa de várias centenas de quilogramas, consistente com a presença de um sensor de infravermelhos avançado para detecção tal como foi reconhecido existir no programa NOSS.

Um segundo triplete foi lançado a 8 de Novembro de 1991³. Uma terceira tentativa de lançamento foi fracassada no dia 2 de Agosto de 1993 quando um foguetão Titan-403A (K-11 45F-9) explodiu pouco depois de ter sido lançado (1959UTC) desde o Complexo SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg. A constelação operacional foi completa com o lançamento de mais um triplete de veículos a 12 de Maio de 1996⁴.

² Um foguetão Titan-405A (K-4 45H-4) foi lançado (0522UTC) da plataforma de lançamento LC41 do Cabo Canaveral e colocou em órbita os satélites USA-59 (20641 1990-050A), USA-60 (20682 1990-050B), USA-61 (20691 1990-050C), USA-62 (20692 1990-050D) e possivelmente um quinto objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

³ Um foguetão Titan-403A (K-8 45F-2) foi lançado (0707UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-72 (21775 1991-076A), USA-74 (21799 1991-076C), USA-76 (21808 1991-076D) e USA-77 (21809 1991-076E).

⁴ Um foguetão Titan-403A (K-22 45F-11) foi lançado (2132:00UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-122 (23862 1996-029D), USA-119 (23893 1996-029A), USA-120

Tanto a *Martin Marietta* como a *Lockheed* foram as principais empresas contratadas para este programa.

Os primeiros satélites da terceira geração NOSS (obviamente pertencentes à classe SB-WASS) foram colocados em órbita a 8 de Setembro de 2001⁵. Foi com surpresa que se assistiu ao aparecimento de somente dois satélites em órbita resultantes deste lançamento o que levou a especulações relativas à possível não separação de um terceiro veículo. No entanto esta questão ficou resolvida com o lançamento levado a cabo a 2 de Dezembro de 2003 e que resultou igualmente na colocação em órbita de somente dois satélites o que indicava uma terceira geração de veículos.

Não deixa de ser curiosa que devido a uma razão desconhecida o *US Strategic Command* só lista a existência de um satélite quer para o lançamento levado a cabo a 8 de Setembro de 2001 quer para o lançamento levado a cabo pelo lançamento realizado a 2 de Dezembro de 2003. Porém, é catalogado para cada lançamento um objecto C denominado como “destroço” resultante de cada lançamento. Muito provavelmente o segundo satélite foi “erradamente” catalogado como destroço como forma de encobrir a natureza dos veículos. Os dois satélites podem ser rapidamente detectados voando em formação com o auxílio de binóculos.

Os satélites NOSS da terceira geração terão um peso aproximado de 5.000 kg e são produzidos pela *Lockheed Martin Astronautics*, Denver.

Actualmente existem mais de 15 veículos de vigilância naval em operação. Cada grupo de três satélites voa em formações triangulares com uma separação de 55,6 km. Cada grupo de satélites envia dados relativos à localização e direcção de determinada embarcação que seja observada pelos seus sensores electrónicos e de interferometria. Uma base de dados global e em tempo real relativa às movimentações de cada embarcação é constantemente actualizada à medida que os dados de cada grupo de satélites são combinados com outros dados e com dados provenientes de sistemas de vigilância da USN e da Guarda Costeira dos Estados Unidos.

A missão AC-164 / MLV-14, o último Atlas-2AS de Vandenberg

Este lançamento estava inicialmente previsto para ter lugar em Setembro de 2002, sendo uma primeira vez adiado para 21 de Novembro e depois sucessivamente adiado para Abril de 2003, 16 de Junho (devido a problemas não especificados com a carga a transportar), Outubro e 20 de Novembro.

O lançamento seria adiado uma vez mais, mas a 24 de Novembro a ILS anunciava que a missão AC-164 seria levada a cabo no dia 2 de Dezembro.

Às 0649UTC do dia 2 de Dezembro foi dada a luz verde para que a torre móvel de serviço da Plataforma E do Complexo SLC-3 fosse colocada na posição de segurança em antecipação do lançamento. A torre tem uma altura superior a 20 andares e envolve por completo o foguetão na plataforma de lançamento. Esta estrutura é utilizado para montar o foguetão na plataforma e providencia o acesso a todo o veículo, servindo também como uma protecção meteorológica.

Curiosamente o Atlas-2AS (AC-164) permaneceu na plataforma de lançamento desde o mês de Março de 2003. A integração do veículo na plataforma de lançamento inicia-se com a colocação do estágio Atlas e posteriormente é colocado o estágio Centaur. Este processo foi levado a cabo em Março. No mês de Abril de 2003 procedeu-se à colocação dos quatro propulsores laterais de combustível sólido no primeiro estágio do lançador. As operações de preparação do foguetão foram sendo sucessivamente adiadas mas acabaram por ser retomadas em Setembro de 2003.

A torre de serviço foi colocada na posição de segurança às 0736UTC. Entretanto às 0734UTC (T-1h 45m) a contagem decrescente foi suspensa por 30 minutos e tal como noutras actividades semelhantes, esta suspensão tem como objectivo proporcionar à equipa de controlo do lançamento tempo extra para resolver alguma situação que entretanto tenha surgido no decorrer da contagem decrescente ou então para retomar alguma tarefa que se possa ter atrasado. Durante esta suspensão são verificadas as condições para o início do abastecimento criogénico e às 0752UTC foi verificado que as condições eram aceitáveis. Nesta altura a velocidade do vento na plataforma de lançamento era de 3,47 km/h soprando de Sudoeste a 240° e com uma temperatura de 12,2 °C.

Os técnicos na plataforma de lançamento foram ordenados que a evacuassem às 0754UTC e no minuto seguinte foi dada autorização para se iniciar o abastecimento criogénico. A contagem decrescente foi retomada às 0804UTC (T-1h 45m) com o procedimento de arrefecimento para condicionamento térmico das condutas de LOX para o estágio Centaur a ter início às 0806UTC.

O início da pressurização do tanque de RP-1 do estágio Atlas teve lugar às 0809UTC. O RP-1 foi bombeado para o estágio Atlas na semana que antecedeu o lançamento. O condicionamento térmico das condutas de LOX para o estágio Centaur terminou às 0810UTC, iniciando-se o abastecimento logo de seguida. De notar que o LOX se encontra a uma

(223907 1996-029B), USA-121 (23908 1996-029C), USA-123 TIPS Ralph (23936 1996-29E), USA-124 TIPS Norton (23937 1996-029F) e possivelmente mais um objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

⁵ Um foguetão Atlas-2AS (AC-160) foi lançado (1525:05UTC) do complexo de lançamento SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita o satélite USA-160 (26905 2001-040A) e USA-161 (26907 2001-040C).

temperatura de $-183,33\text{ °C}$ sendo consumido pelo estágio juntamente com LH_2 que é abastecido no estágio mais tarde no decorrer da contagem decrescente.

Às 0828UTC teve início o procedimento de arrefecimento para condicionamento térmico das condutas de LH_2 (a uma temperatura de $-252,78\text{ °C}$). Às 0834UTC tinha início um procedimento semelhante para as condutas de LOX do estágio Atlas com o abastecimento a ter início poucos minutos mais tarde.

O alinhamento final do computador de navegação do foguetão era finalizado às 0850UTC e o condicionamento térmico das condutas de LH_2 era finalizado às 0852UTC com o combustível a ser agora bombeado para o Centaur.

O abastecimento criogénico tanto ao estágio Atlas como ao estágio Centaur é levado a cabo até aos minutos finais da contagem decrescente devido à natureza criogénica dos propelentes que naturalmente se evaporam, havendo assim a necessidade de se manter um abastecimento constante dos tanques.

A contagem decrescente era novamente suspensa às 0944UTC (T-5m) sendo retomada às 0959UTC depois de se verificar que não existiam quaisquer problemas com o lançador e com a sua carga secreta.

Às 1000UTC (T-4m) os dispositivos de segurança e o denominado FTS (*Flight Termination System*) eram armados e às 1001UTC (T-2m 30s) o *Western Range*, que supervisiona todos os lançamentos desde a Base Aérea de Vandenberg, dava a sua luz verde para o lançamento.

A fase *Launch Commit Start* tinha início às 1002UTC (T-1m 40s). Esta fase final da contagem decrescente é controlada por um computador sequenciador do lançamento que verifica todos os passos e leva a cabo todos os



Lançamento da missão militar AC-164 levada a cabo por um foguetão Atlas-2AS a partir do Complexo SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg (Imagem: arquivo fotográfico do autor).

procedimentos para preparar o foguetão e a plataforma de lançamento para a ignição. O estágio Atlas começava a utilizar as suas fontes internas de energia a T-1m 25s (1002UTC) e a T-35s (1003UTC) eram levadas a cabo as verificações finais do estado do lançador, com todos os sistemas a se encontrarem prontos para o lançamento.

A ignição tinha lugar às 1004UTC com o lançador a abandonar rapidamente o SLC-3E. Os dois propulsores laterais de combustível sólido que entraram em ignição na plataforma de lançamento terminaram a sua função às 1005UTC (T+70s), entrando em ignição logo de seguida os restantes dois propulsores. Estes terminavam a sua ignição às 1006UTC (T+2m 7s) separando-se os quatro propulsores logo de seguida. Esta separação só acontece quando o lançador começa a sobrevoar uma área na qual não existe perigo dos invólucros atingirem áreas habitadas ou embarcações.

Às 1006UTC (T+2m 55s) terminava a ignição do estágio inicial do Atlas separando-se deste, mantendo-se em ignição o motor de sustentação. A separação da ogiva de protecção da carga tinha lugar às 1007UTC (T+3m 57s) e o final da ignição do motor de sustentação do Atlas tinha lugar às 1008UTC (T+4m 50s), separando-se o estágio logo de seguida. Após se verificar a

separação do estágio Atlas, as tubeiras do motor do estágio Centaur eram colocadas em posição (1009UTC T-5m 3s) antes da ignição do motor que teve lugar a T+5m 30s (1009UTC). Esta primeira ignição do Centaur terminaria às 1014UTC

(T+10m 45s), tendo o veículo atingido uma órbita preliminar em torno da Terra.

A segunda ignição do Centaur teve lugar às 1114UTC (T+1h 10m 5s) e teve uma duração de 17s terminando a T+1h 10m 23s.

A separação da carga secreta teria lugar às 1118UTC (T+1h 14m 5s).

Após atingir a órbita terrestre o satélite lançado pelo Atlas-2AS (AC-164) recebeu a designação USA-173. O satélite recebeu a Designação Internacional 2003-054A e o número de catálogo orbital 28095. Dias mais tarde um segundo objecto, sub-satélite, recebeu a Designação Internacional 2003-054C e o número de catálogo orbital 28097, sendo no entanto denominado como “*debris*” (destroço). Este poderá ser o segundo satélite que voa em formação com o USA-173. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

5 de Dezembro – 15A35 Strela

Gruzomaket ‘Kondor-E’

O lançamento inaugural do novo foguetão 15A35 Strela foi envolto por uma série de anúncios que referiam a preparação do lançamento de uma missão sub-orbital de ensaio. O voo inaugural do Strela estava inicialmente previsto para ter lugar em 2002, sendo sucessivamente adiado até ao final de 2003.

Lançamento orbital n.º 4.303
Lançamento Rússia n.º 2.709 (62,956%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.124 (26,121%)

Em Novembro de 2002, e citado pela agência noticiosa RIA Novosti, o Ministro da Defesa russo, Serguei Ivanov, anunciava que o primeiro voo do Strela teria lugar a partir do Cosmódromo GIK-2 Svobodniy em 2003. Nesta data Serguei Ivanov levava a cabo uma visita ao Cosmódromo situado na região de Amur que possui uma série de silos subterrâneos que foram adaptados para poderem lançar o Strela. Devido a problemas não especificados o lançamento desde o Cosmódromo GIK-5 Svobodniy tem vindo a ser sistematicamente adiado.

A notícia seguinte acerca desta missão só surgiria a 14 de Novembro de 2003⁶ e dava conta da data de lançamento do novo foguetão. A 21 e 27 de Novembro⁷ a agência ITAR-TASS informava que haviam sido iniciados os preparativos finais (que durariam seis dias) e o abastecimento do foguetão 15A35 Strela no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Curiosamente a 21 de Novembro as autoridades do Cazaquistão ainda não haviam autorizado o lançamento e ainda não havia sido tomada qualquer decisão acerca do abastecimento do lançador.

No dia 27 de Novembro foi colocado sobre o lançador o módulo contendo o satélite e a ogiva de protecção. As



Estas duas imagens de baixa resolução mostram o primeiro lançamento orbital do novo foguetão 15A35 Strela a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur no dia 5 de Dezembro de 2003 (Imagens: ITAR-TASS).

notícias seguintes que surgiram tanto na imprensa russa como nos meios de comunicação internacionais deram conta do lançamento bem sucedido do primeiro Strela. Porém, pouco foi referido em relação à natureza do satélite que o novo foguetão transportou. As primeiras notícias referiam que o veículo, denominado Gruzomaket, teria sido colocado numa órbita com um apogeu de 160 km de altitude e um perigeu de 120 km de altitude⁸.

Posteriormente foi referido que o satélite transportado pelo Strela seria um modelo do satélite de comunicações Kondor-E e que a sua órbita seria muito mais elevado do que inicialmente havia sido divulgado. Após o lançamento o satélite Gruzomaket / Kondor-E, com um peso aproximado de 800 kg, foi colocado numa órbita com um apogeu de 462 km de altitude, um perigeu de 453 km de altitude, uma inclinação orbital de 67,08° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 93,74 minutos.

Após atingir a órbita terrestre o satélite Gruzomaket “Kondor-E” recebeu a Designação Internacional 2003-055A e o número de catálogo orbital 28098. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

O lançador 15A35 Strela

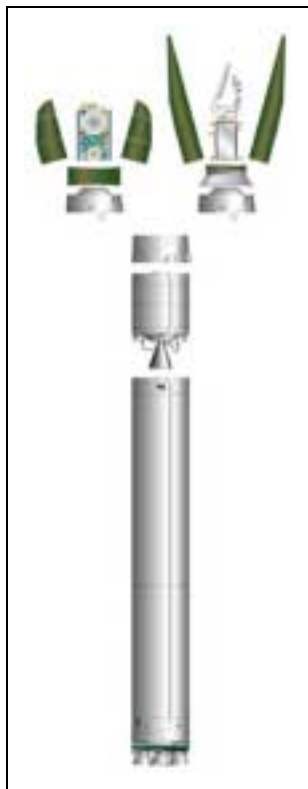
Em Janeiro de 1999 a Agência Espacial Russa e o Ministério Russo da Defesa receberam luz verde para o desenvolvimento e construção do complexo de lançamentos para o foguetão Strela. O Strela é baseado no míssil RS-18 SS-19 Mod.1 (UR-

⁶ <http://www.itar-tass.com/science/498309.html> (Agência ITAR-TASS, em russo).

⁷ <http://www.itar-tass.ru/english/allnews/514815.html>.

⁸ “Russia Tests New Role for Cold War Nukes”, Reuters, Edição electrónica de 5 de Dezembro de 2003.

100N), pertencendo à família do lançador 15A30 Rockot. No mercado internacional o Strela irá competir directamente com o Pegasus-XL, Taurus e Athena (Estados Unidos), CZ-1D Chang Zheng-1D (China), ASLV (Índia), Shaviyt (Israel) e VLS (Brasil).



O Strela é um lançador ligeiro a dois estágios desenvolvido pela NPO MASH (Mashinostroenie) e é capaz de colocar 1.700 kg numa órbita a 200 km de altitude e com uma inclinação de 74,0°. No lançamento desenvolve uma força de 190.000 kgf e tem uma massa total de 104.000 kg, tendo um comprimento de 26,7 metros e um diâmetro de 2,5 metros.

O primeiro estágio UR-100N-1N tem um peso bruto de 77.150 kg, pesando 5.695 kg sem combustível. Tem um comprimento de 17,2 metros e um diâmetro de 2,5 metros. Desenvolve 181.373 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310s e um Tq de 121s. Está equipado com quatro motores RD-0232 (15D95), desenhado por Kosberg, que consomem N_2O_4 /UDMH e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio UR-100N-1N tem um comprimento de 3,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 12.195 kg, pesando 1.485 kg sem combustível. Desenvolve 21.850 kgf no vácuo, tendo um Ies de 322s e um Tq de 183s. Está equipado com um motor RD-0235 que consome N_2O_4 /UDMH e que foi desenhado por Kosberg.

O Strela pode ser lançado a partir dos Cosmódromos GIK-2 Svobodniy e GIK-5 Baikonur. No Cosmódromo GIK-2 Svobodniy será lançado a partir de um silo localizado no que permite lançamentos para órbitas com inclinações entre os 51°-63° e 90°-98° em relação ao equador terrestre. O local de lançamento do Strela tira partido de silos desactivados ao abrigo dos tratados estratégicos de redução

de armamento START que prevêem a redução de 160 para 106 mísseis RS-18.

Representação esquemática do lançador 15A35 Strela com dois tipos diferentes de ogivas capazes de albergar diferentes tipos de satélites. Podem-se ver também os diferentes estágios. Imagem: Rosaviakosmos.

O lançador Strela foi

desenhado de forma a manter as características principais dos complexos de mísseis já existentes, permitindo assim a manutenção do sistema de silos fabricados para albergar e lançar os mísseis RS-18. Os primeiro e segundo estágios do Strela, bem como os sistemas de transporte dos contentores dos próprios mísseis não são alterados. As soluções técnicas implementadas no Strela, permitem a utilização da ogiva como módulo de carga juntamente com o sistema operacional de controlo do lançador. Da mesma forma o equipamento em terra anteriormente utilizado como sistema de orientação, também foi mantido sem grandes alterações. O único elemento novo é o compartimento do equipamento de medida incluído na carga e que fornece dados de telemetria e detecção. Também incluídos estão os sistemas de abortagem de ambos os estágios, sistemas adicionais de estabilização utilizados em zonas passivas de voo e fontes de energia a bordo do lançador.

A carga a transportar pode ser albergada em dois tipos diferentes de ogivas: Ogiva operacional do míssil RS-18 (denominada KGCh-1) e um Ogiva alargada (denominada KGCh-2) utilizada em testes do RS-18.

O NPO MASH desenvolveu também um módulo de serviço de multi-usos a ser utilizado em cargas até 250 kg. O Strela pode também ser utilizado para lançar veículos com motores de plasma em direcção à Cintura de Asteróides, planetas no nosso Sistema Solar e para a órbita geostacionária. Este lançador também é capaz de levar a cabo lançamento suborbitais até às camadas mais altas da atmosfera terrestre.

A conversão de mísseis balísticos intercontinentais em lançadores espaciais irá permitir à Rússia baixar consideravelmente o preço dos lançamentos de satélites para a órbita terrestre. De notar que o foguetão 15A30 Rockot é também uma conversão do míssil balístico RS-18 Stiletto desmantelados de acordo com os termos do tratado START-2 assinado em 1993.

10 de Dezembro – 8K82K Proton-K Briz-M (410-03 / 88506)

Cosmos 2402; Cosmos 2403; Cosmos 2404

O mês de Dezembro de 2003 iria assistir ao lançamento de dois foguetões 8K82K Proton-K equipado com diferentes estágios superiores. O primeiro lançamento teria lugar a 10 de Dezembro quando um foguetão 8K82K Proton-K Briz-M colocaria em órbita três novos satélites para a rede de navegação GLONASS.

Lançamento orbital n.º 4.304
Lançamento Rússia n.º 2.710 (62,965%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.125 (26,138%)

A rede GLONASS

O sistema GLONASS (*GLO*balnaya *NA*vigationnaya *S*putnikovaya *S*istema) é um sistema de radionavegação por satélite que permite a um número ilimitado de utilizadores obterem dados de navegação tridimensionais sobre quaisquer condições atmosféricas, medição de velocidade e dados de temporização em qualquer zona do globo ou do espaço junto à Terra.

O sistema GLONASS permite a gerência do tráfego naval e aumento da segurança, serviços de cartografia e geodesia, monitorização do transporte pelo solo, sincronização das escalas de tempo entre diferentes objectos, monitorização ecológica e organização de operações de busca e salvamento.

O sistema GLONASS é dirigido para o Governo da Federação Russa pelas Forças Espaciais Russas (operador do sistema) e providencia benefícios significativos às comunidades de utilizadores civis através de várias aplicações. O sistema GLONASS possui dois tipos de sinais de navegação: o sinal standard de navegação precisa (SP) e o sinal de navegação de alta precisão (HP). Os serviços de temporização e posicionamento pelo sinal SP estão disponíveis a todos os utilizadores civis de um modo contínuo, sendo fornecidos em todo o planeta e providenciando a capacidade de obter uma localização horizontal com uma precisão de entre 57 metros a 70 metros (probabilidade de 99,7%) e uma precisão de localização vertical de 70 metros (probabilidade 99,7%). A precisão da medição dos componentes dos vectores de velocidade é de 15 cm/s (probabilidade de 99,7%). Estas características podem ser significativamente melhoradas utilizando modos de navegação diferencial e métodos especiais de medição.

Para obter dados de localização tridimensional, medições de velocidade e dados de temporização, o sistema GLONASS utiliza sinais rádio que são continuamente transmitidos pelos satélites.

Cada satélite transmite dois tipos de sinais (SP e HP). O sinal L1 de SP tem um acesso múltiplo na frequência de divisão em banda-L: $L1 = 1602 \text{ MHz} + n * 0,5625 \text{ MHz}$, onde “n” é o número do

O sistema de tempo GLONASS

Os satélites GLONASS estão equipados com relógios de cézio, cujo atraso diário não é superior a $5 * 10^{-13}$ s. isto providencia uma precisão na sincronização do tempo do satélite relativa ao sistema GLONASS de cerca de 15 nanossegundos, com correcções efectuadas duas vezes por dia pelas estações terrestres. O sistema de tempo GLONASS (GLONASST) é gerado na base do tempo do sincronizador central. As instabilidades diárias do sincronizador central (relógio de hidrogénio atómico) não são superiores a $5 * 10^{-14}$ s. O desvio do tempo GLONASST relativamente ao tempo UTC deve ser menos de 1 milissegundo. A precisão do desvio deve ser inferior a 1 micro segundo.

É bem conhecido que a escala de tempo fundamental na Terra é determinada pelo IAT (*International Atomic Time*) que resulta da análise levada a cabo pelo *Bureau International de l'Heure* (BIH) em Paris que analisa os dados de muitos países. A unidade fundamental do IAT é o segundo SI que está definido como a duração de 9.192.631.770 períodos da radiação correspondente à transição entre dois estados do átomo de Cézio 133. Devido ao facto de o IAT ser uma escala de tempo contínua, possui um problema fundamental para a sua utilização prática: o tempo de rotação da Terra em relação ao Sol está a diminuir em cerca de 1 s por ano. O IAT irá ficar inconvenientemente dessincronizado em relação ao dia solar. Este problema foi superado ao se introduzir o UTC que decorre ao mesmo ritmo que o IAT mas é incrementado por saltos de 1 s quando necessário e normalmente no final de Junho ou Dezembro de cada ano.

É também sabido que cada um dos centros de tempo terrestres mantém uma hora local do tempo UTC, a época e a variação da qual em relação ao tempo UTC (BIH) são monitorizadas e corrigidas periodicamente.

O tempo UTC(CIS⁹) é mantido pelo VNIIFTRI (Centro Meteorológico Principal para o Tempo da Rússia e Serviços de Frequência) em Mendeleevo. Quando o tempo UTC é aumentado em Junho ou Dezembro em 1 s, o tempo GLONASST também o é, não existindo assim diferenças de sincronização entre os dois sistemas. Porém, existe uma diferença de 3 horas entre o tempo GLONASST e o tempo UTC(CIS).

Em comparação como sistema GPS (que não sofre actualizações como dia solar) existe uma diferença de sincronização entre o tempo IAT e o GPS: $GPST-UTC = +10 \text{ s}$; $IAT-UTC = +29\text{s}$, logo $GPST+19 \text{ s} = IAT$.

⁹ CIS – *Commonwealth of Independent States* - Comunidade de Estados Independentes (Nota do Editor).

canal de frequência ($n = 1, 2, 3, \dots$). Isto significa que cada satélite transmite um sinal na sua própria frequência que difere de outras frequências de outros satélites. Porém, alguns satélites possuem as mesmas frequências mas esses satélites estão localizados em posições anti podais dos planos orbitais e não aparecem no mesmo horizonte do utilizador. O receptor GLONASS recebe automaticamente os sinais de navegação de pelo menos quatro satélites e mede as suas pseudo-localizações e velocidades. Simultaneamente selecciona e processa a mensagem de navegação dos satélites. O computador do GLONASS processa todos os dados e calcula três coordenadas, três componentes de velocidade e o tempo preciso.

O sistema GLONASS é composto por duas partes principais: a constelação de satélites GLONASS e o complexo



Representação artística de um satélite 11F654 Uragan em órbita terrestre (Imagem: arquivo fotográfico do autor).

de controlo terrestre. A constelação de satélites GLONASS (fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev) completa é composta por 24 veículos em órbita, distribuídos por três planos orbitais cujos nodos ascendentes estão localizados a 120° de cada um. Cada plano orbital possui oito satélites com argumentos de latitude separados em 45° . Para além disso os planos estão separados 15° em latitude.

Cada satélite GLONASS opera numa órbita circular com uma altitude de 19.100 km e uma inclinação orbital de $64,8^\circ$, completando cada satélite uma órbita em 11 horas e 15 minutos. O

espaçamento entre as órbitas é determinado para que um mínimo de cinco satélites esteja no horizonte de cada utilizador em qualquer parte do globo terrestre. Com uma geodesia adequada a

constelação GLONASS permite uma navegação global e contínua. Cada satélite transmite um sinal numa radiofrequência que contém dados de navegação (efeméride¹⁰ da transmissão, alteração do tempo do satélite relativo ao sistema de tempo GLONASS e à hora UTC, marcadores de tempo, e almanaque GLONASS) para os seus utilizadores.

O sistema GLONASS é operado pelo GCC (*Ground-based Control Complex*). O GCC consiste no SCC (*System Control Center*) localizado em Krasnoznamensk, região de Moscovo, e várias estações de comando CTS (*Command Tracking Stations*) espalhadas pela Rússia. As estações CTS observam os satélites GLONASS e obtêm dados de telemetria provenientes dos sinais dos satélites. A informação do CTS é processada no SCC para determinar a hora do satélite e o seu estado orbital, além de actualizar a informação de navegação de cada veículo. Esta informação actualizada é transmitida ao satélite via CTS que também é utilizado para transmitir a informação de controlo. Os dados de detecção do CTS são periodicamente calibrados utilizando dispositivos de detecção a laser nas estações QOTS (*Quantum Optical Tracking Stations*). Cada satélite transporta reflectores laser para este propósito. A sincronização de todo o processo no sistema GLONASS é muito importante para a sua operacionalidade. Existem um sincronizador central no GCC para este efeito. O sincronizador central é um relógio de hidrogénio atómico de alta precisão que origina a escala de tempo GLONASS. As escalas de tempo a bordo (tendo por base relógio atómicos de célio) de todos os satélites GLONASS estão sincronizadas com o tempo UTC registado em Mendeleev, região de Moscovo.

Os satélites GLONASS () têm um peso aproximado de 1.300 kg, tendo um comprimento de 7,84 metros (sem o magnetómetro na sua posição operacional), um diâmetro de 2,35 metros e uma largura de 7,23 metros (sem os painéis solares na sua posição operacional).

O lançador 8K82K Proton-K Briz-M

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.

¹⁰ As efemérides são as coordenadas exactas do satélite (x, y, z e as suas primeira e segunda derivadas) que descrevem a sua localização no sistema de referência geocêntrico PZ-90. O almanaque GLONASS mantém uma informação actualizada sobre todos os satélites do sistema e inclui os elementos Keplerianos das suas órbitas, dados sobre as alterações do tempo do satélite em relação ao sistema GLONASS e os dados sobre o estado de cada veículo.

As efemérides GLONASS são computadas no sistema ECEF (*Earth-Centered, Earth-Fixed*) de referência PZ-90 (PZ – Parâmetros da Terra). Os parâmetros para um elipsóide terrestre comum para o PZ-90 são: $a = 6378136$ m; $f = 1:298,257839303$.

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

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

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

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

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

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

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
5-Jul-99	1999-F02	389-01	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Gran-45L
6-Jun-00	2000-029	392-01	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Gorizont-33 (Gorizont 45L)
6-Jun-03	2003-024	410-01	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	AMC-9
10-Dez-03	2003-056	410-03	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Cosmos 2402; Cosmos 2403; Cosmos 2404

Lançamento dos GLONASS Block 32

Tal como aconteceu em todos os lançamentos desta série, o GLONASS Block 32 era composto por três satélites de navegação sendo no entanto um deles de um novo tipo. Os satélites Cosmos 2402 e Cosmos 2403 são do tipo 11F654 Uragan, enquanto que o satélite Cosmos 2404 é do tipo 11F654M Uragan-M que é uma versão modernizada do sistema. Este foi o segundo Uragan-M a ser colocado em órbita, sendo o primeiro sido lançado a 1 de Dezembro de 2001¹¹. O Cosmos 2402 é o satélite Uragan n.º 83 enquanto que o Cosmos 2403 é o satélite Uragan n.º 84, sendo o Cosmos 2404 o satélite Uragan-M n.º 2.

Os dois satélites Uragan terão uma vida útil em órbita de 3 anos enquanto que o novo Uragan-M deverá estar operacional por 7 anos.



3.000º lançamento orbital da Rússia

Segundo A. Zheleznyakov (www.cosmoworld.ru) este terá sido o 3.000º lançamento orbital a ter lugar a partir de um Cosmódromo russo (GIK-5 Baikonur, GIK-1 Plesetsk, GIK-2 Svobodniy, GTsP-4 Kapustin Yar, ou mesmo a partir do Mar de Barents).

De salientar que Zheleznyakov não leva em conta os lançamentos orbitais efectuados a partir da Plataforma Odyssey no Oceano Pacífico pela Sea Launch, para não ofender as susceptibilidades dos associados ucranianos e americanos.

Após ter sido verificado no interior do edifício de integração e montagem no Cosmódromo GIK-5 Baikonur, o foguetão 8K82K Proton-K Briz-M (410-03 / 88506) foi transportado para a Plataforma PU-24 do Complexo LC81 no dia 6 de Dezembro de 2003.

O lançamento teve lugar às 1742:11.978UTC do dia 10 de Dezembro de 2003. Os três satélites separaram-se do estágio superior Briz-M e foram colocados numa órbita circular a 19.137 km de altitude, com uma inclinação orbital de 64,8º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 675,7 minutos.

Após atingir a órbita terrestre o satélite Cosmos 2402 recebeu a Designação Internacional 2003-056A e o número de catálogo orbital 28112, enquanto que o satélite Cosmos 2403 recebeu a Designação Internacional 2003-056B e o número de catálogo orbital 28113, enquanto que o satélite Cosmos 2404 recebeu a Designação Internacional 2003-056C e o número de catálogo orbital 28114. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

Na imagem superior é visível o transporte do lançador 8K82K Proton-K Briz-M (410-03 / 88506) para a plataforma de lançamento PU-24 do Complexo LC81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Na imagem ao lado o lançamento no dia 10 de Dezembro de 2003 (Imagens: Rosaviakosmos).

¹¹ O Cosmos 2382 (26989 2001-053C) foi colocado em órbita por um foguetão 8K82K Proton-K DM-2 a 1 de Dezembro de 2001 (1804UTC) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24), juntamente com os satélites Cosmos 2380 (26987 2001-053A) e Cosmos 2381 (26988 2001-053B).

18 de Dezembro – Atlas-IIIB (AC-203)

UFO-11 “UHF Follow-On F-11” (USA-174)

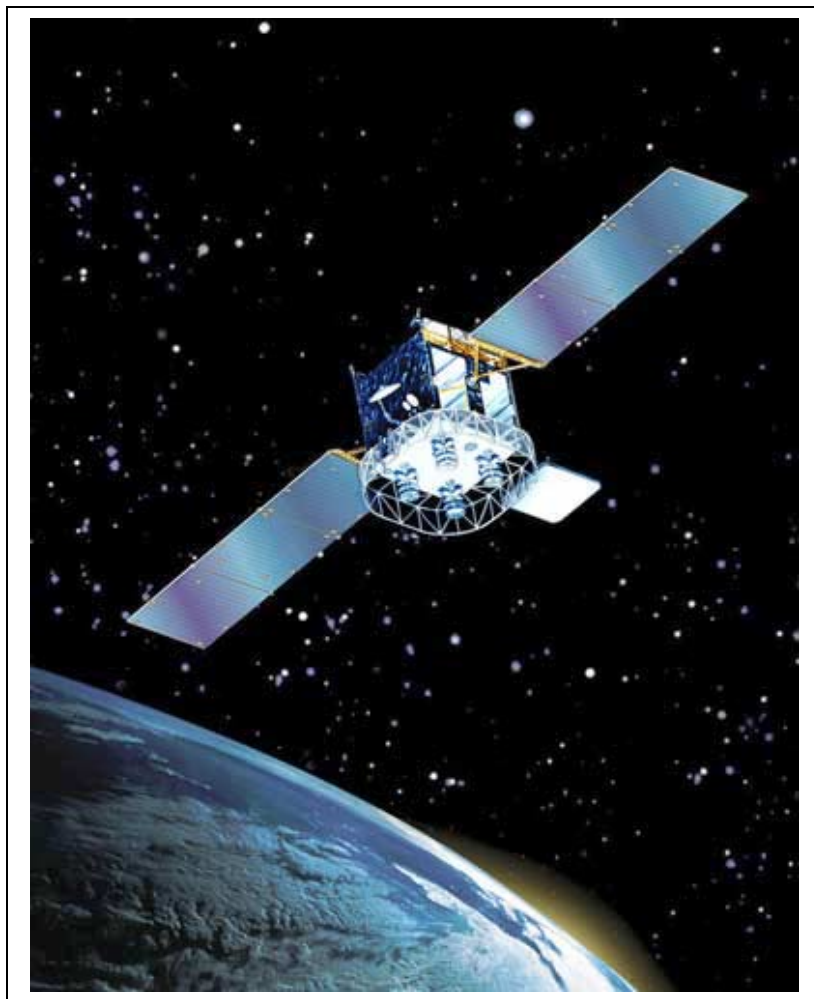
O segundo lançamento militar dos Estados Unidos teve lugar a 17 de Dezembro quando um foguetão Atlas-3B colocou em órbita o satélite UHF F-11. Após o desmoronar da União Soviética verificou-se que o número de lançamentos orbitais por parte da Rússia, herdeira da maioria da instituição espacial soviética, diminuiu consideravelmente muito por falta de suporte financeiro para manter o poder estratégico do país. Se bem que realizando algumas missões militares por ano, o número de lançamentos não ultrapassa a dezena. Por seu lado, tem-se vindo a verificar um aumento considerável do número de missões militares por parte dos Estados Unidos, muito em reflexo da actual política imposta pelo seu governo.

Lançamento orbital n.º 4.305
Lançamento E.U.A. n.º 1.283 (29,803%)
Lançamento Cabo Canaveral AFS n.º 667 (15,494%)

Esta missão do Atlas-3B foi o 579º voo de um foguetão Atlas desde 1957, o 168º lançamento de um estágio superior Centaur, 145º voo de um estágio Centaur com um foguetão Atlas, o 5º e último lançamento de um foguetão Atlas em 2003, o 4º voo de um Atlas desde Cabo Canaveral em 2003, o 4º voo de um Atlas-3 desde 2000 (ano do seu primeiro voo), 3º voo de um foguetão Atlas-3B, o 2º voo de um Atlas-3B em 2003, 7º voo de um motor russo RD-180 (quer no Atlas-3 quer no Atlas-5), 6º voo da versão “alongada” do estágio Centaur e 5ª missão a utilizar um único motor RL-10, 61º veículo *Boeing Satellite Systems* a ser lançado por um foguetão Atlas, 25º modelo Boeing 601 a ser lançado por um Atlas e o 11º satélite da série UHF Follow-On a ser lançado por um foguetão Atlas

Os satélites UHF Follow-On¹²

Todos os satélites UHF Follow-On foram colocados em órbita por foguetões Atlas desde Março de 1993. Curiosamente nesta data nem tudo correu bem e o satélite acabou por ser perdido.



A Marinha dos Estados Unidos começou a substituir e a melhorar a sua rede de satélites de comunicações de ultra alta-frequência (UHF) na década de 90 com uma constelação de satélites construídos pela *Hughes Space and Communications Company* (agora conhecida como *Boeing Satellite Systems, Inc.*). Conhecida pela designação UHF Follow-On, os satélites são baseados no modelo HS-601 e suportam a rede global de comunicações da USN, servindo embarcações no mar e outros terminais fixos e móveis. Os satélites são compatíveis com outros terminais terrestres e marítimos já em utilização. Os satélites UHF Follow-ON substituem assim os satélites FLTSATCOM (*FLeeT SATellite COMMunications*) e os satélites Leasat.

Em Julho de 1988, a companhia ganhou o concurso para um contrato fornecido pelo *Program Executive Office for Space, Communications, and Sensors*, Washington D.C.. O acordo inicial previa que a companhia construísse e lançasse um satélite, com uma opção para a construção de mais nove unidades. As opções para construir os veículos 2 e 3 foram tomadas em Maio de 1990; para os veículos 4 a 6 foram tomadas em Novembro de 1990; e para os veículos 7 a 9 foram tomadas em Novembro de 1991. Em Janeiro de 1994, o

¹² Baseado em dados fornecidos pela *Boeing Satellite Systems*.

cliente estendeu o contrato ao solicitar a construção de mais um veículo e do fornecimento dos serviços para o seu lançamento, fazendo um total de US\$1,7 bilhões.

Em Março de 1996, e segundo uma modificação ao contrato no valor de US\$150 milhões, a Marinha dos Estados Unidos encomendou um sistema de alta potência e de alta velocidade denominado GBS (*Global Broadcast Service*) para ser incorporado nos veículos F8 a F10. Este sistema GBS está a revolucionar as comunicações para os requerimentos de alta capacidade do Departamento de Defesa dos Estados Unidos, desde serviços de inteligência até à disseminação de programação de qualidade. O primeiro sistema GBS foi colocado em serviço em 1998¹³ e o último foi lançado em Novembro de 1999¹⁴.

Em Novembro de 1999, o *Space and Naval Warfare Systems Command's Communications Satellite Program Office* adicionou um 11º satélite ao contrato. Em Janeiro de 2001, a *Boeing* foi autorizada a iniciar a produção desse 11º veículo (que estava então agendado para ser lançado em 2003¹⁵). Este veículo irá ajudar a manter a constelação na parte final da década.

Os satélites UFO proveram ser uma plataforma flexível para a evolução das comunicações avançadas dos serviços do DoD. Os satélites são versões do modelo Boeing 601 estabilizado nos três eixos espaciais. O veículo foi introduzido em 1987 para satisfazer os requerimentos antecipados de satélites de alta potência e de carga múltipla para diferentes aplicações tais como os UFO, transmissão directa de sinal de televisão para terminais muito pequenos, redes de negócios privadas, e comunicações móveis.

O satélite Boeing 601 é composto por dois módulos. O módulo de manobra alberga os sistemas electrónicos, subsistemas de propulsão e baterias. Por seu lado o módulo de carga contém o equipamento de comunicações e as antenas.

Os satélites UFO são fabricados em El Segundo, Califórnia. Utilizando um método de construção por blocos, a *Boeing* e a USN utilizaram as capacidades dos satélites por estágios. Os satélites F1 até F3 transportaram sistemas de UHF e SHF (*Super-High Frequency*) para o fornecimento de comunicações e serviços de transmissão para a frota americana. Iniciando-se com o veículo F4 um sistema de EHF (*Extremely High Frequency*) foi adicionado de forma a providenciar comunicações protegidas. O veículo F7 introduziu um melhoramento no sistema EHF que duplicou a sua capacidade. O sistema SHF foi substituído pelo sistema GBS nos veículos F8 a F10. O veículo F11 transporta sistemas EHF e UHF melhorados.

Os satélites UFO oferecem uma capacidade de comunicações sobre um mesmo espectro de frequências utilizado por sistemas anteriores. Cada veículo possui 11 amplificadores UHF de estado sólido e 39 canais UHF com uma largura de banda total de 555 kHz. O sistema UHF é composto por 21 canais que transmitem a 5 kHz e 17 canais a 25 kHz. Como forma de comparação pode-se dizer que os satélites FLTSATCOM providenciavam 22 canais. Os veículos F1 a F7 incluem um subsistema SHF que providencia capacidades de comando e detecção quando o satélite está em linha bem como uma ligação segura para o serviço *Fleet Broadcast*, que é transmitido em UHF.

A Marinha dos Estados Unidos adicionou um sistema de comunicações de extrema alta-frequência a partir do quarto veículo. Esta adição inclui 11 canais EHF distribuídos por um sistema de cobertura terrestre e um sistema orientável em 5°, sendo compatível com os terminais Milstar. O subsistema EHF fornece telemetria anti interferência, comando, transmissão e comunicações entre vários elementos da frota, utilizando técnicas de processamento de sinal. A capacidade *EHF Fleet Broadcast* superintende a necessidade de uma ligação SHF entre a frota. Iniciando-se com o veículo F7, o sistema EHF foi melhorado para providenciar 20 canais através da utilização de tecnologias avançadas de circuitos digitais integrados.

O sistema GBS substituiu o sistema SHF nos veículos F8 a F10. Este novo sistema inclui quatro repetidores de 130 watts com uma capacidade de 24 Mbps em banda-Ka com três antenas orientáveis para transmissão e uma antena fixa e outra orientável para recepção. Esta modificação resultou numa capacidade de 96 Mbps por satélite. Três veículos providenciam ao DoD uma cobertura quase global.

O satélite F11 será muito semelhante ao satélite F7, possuindo uma capacidade de comunicações em UHF e comunicações em EHF melhoradas. O sistema UHF incorpora um novo receptor UHF digital, providenciando dois canais UHF adicionais e uma maior flexibilidade em configurar os serviços de comunicações.

¹³ O primeiro sistema GBS foi lançado a bordo do satélite UHF Follow-On F8 (25258 1998-016A) no dia 16 de Março de 1998 (2132UTC) por um foguetão Atlas-II (AC-132) a partir do Complexo SLC-36A do Cabo Canaveral AFS (Nota do Editor).

¹⁴ O último sistema GBS foi lançado a bordo do satélite UHF Follow-On F10 (25967 1999-063A) no dia 23 de Novembro de 1999 (0406UTC) por um foguetão Atlas-IIA (AC-136) a partir do Complexo SLC-36B do Cabo Canaveral AFS (Nota do Editor).

¹⁵ Nota do Editor.

Os primeiros sete satélites e o veículo F11 medem mais de 18,3 metros de largura desde entre as pontas dos dois painéis solares. Os veículos F8 a F10 possuem quatro painéis solares fazendo com que os satélites tenham uma envergadura de 22,9 metros. Estes painéis solares geram 2.500 watts de potência eléctrica nos primeiros três satélites, 2.800 watts nos veículos F4 a F7 e F11, e 3.800 watts nos veículos F8 a F10 que utilizam o sistema GBS.

Os painéis solares encontram-se armazenados contra o corpo do satélite no lançamento, formando assim um cubo com 3,4 metros de largura. Os satélites pesam em média 1.180 kg com o sistema UHF, 1.360 kg com o sistema EHF adicional, e 1.542 kg com o sistema GBS.

O 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. O Atlas utiliza o sistema de aviónicos 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 propolentes 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 propolentes de alta energia (LOX e LH₂) 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.

Lançamento	Data	Veículo	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Satélite
2002-006	21-Fev-02	AC-204	Cabo Canaveral	SLC-36B	EchoStar-7 (27378 2002-006A)
2003-014	12-Abr-03	AC-205	Cabo Canaveral	SLC-36B	AsiaSat-4 (27718 2003-014A)
2003-057	18-Dez-03	AC-203	Cabo Canaveral	SLC-36B	UFO-11 UHF Follow-On F11 (28117 2003-057A)

Lançamento da missão AC-203

A Marinha dos Estados Unidos (USN) anunciou a 26 de Março de 2001 que o satélite UHF Follow-On F-11 seria colocado em órbita por um foguetão Atlas-3B numa missão comercial dirigida pela empresa ILS – *International Launch Services*.

A aprovação para o início da contagem decrescente teve lugar na manhã do dia 13 de Dezembro quando os membros da equipa de controlo se reuniram para a denominada *Launch Readiness Review* (LRR). Nesta reunião foram discutidos todos os aspectos técnicos da missão, analisando-se o progresso dos trabalhos na plataforma de lançamento e discutindo-se potenciais problemas. Segundo Adrian Laffite, Director de Lançamento, não existiam quaisquer problemas e os dias que antecederam a reunião surgiram sem problemas.

Nesta altura os meteorologistas da Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) previam uma probabilidade de 90% de ocorrência de boas condições atmosféricas para a hora do lançamento que se localizava no início da abertura da janela de lançamento que decorria entre as 0238UTC e as 0438UTC do dia 16 de Dezembro. O único problema apontado pela equipa que monitorizava as condições atmosféricas era a ocorrência de fortes rajadas de vento na Plataforma de Lançamento SLC-36B. Para o lançamento do UHF F-11 existiam duas janelas de lançamento alternativas (com uma duração de duas horas cada) que tinham lugar às 1434UTC do dia 16 de Dezembro e às 0230UTC do dia 18 de Dezembro.



A ogiva contendo o satélite UHF Follow-On F-11 é içada na Plataforma SLC-36B do Cabo Canaveral, sendo posteriormente colocado sobre o estágio Centaur (Imagem: ILS).

Nesta altura previa-se também que o lançamento de um foguetão Delta-2 que iria colocar em órbita um satélite de navegação seria adiado para 21 de Dezembro, permitindo assim ainda outra janela de lançamento alternativa para o Atlas-3B no dia 19 de Dezembro.

No dia 14 de Dezembro as previsões meteorológicas para o lançamento foram revistas e segundo os meteorologistas existiam menos de 10% de probabilidade de o lançamento ser adiado devido às condições atmosféricas. Às 1500UTC do dia 15 de Dezembro foi levada a cabo uma conferência de imprensa onde Dave Ryan, Vice-presidente e Director Geral da *Boeing Satellite Systems*, reafirmou que tudo estava perfeito para o lançamento. Por seu lado, John Weems, Oficial Meteorológico, afirmou que o sistema frontal que havia trazido chuva e nebulosidade para a área de Cabo Canaveral, se havia deslocado para fora da zona. Nesta altura eram previstas poucas nuvens, vento fraco vindo de Este e uma temperatura a rondar os 10 °C.

A contagem decrescente teve início às 1748UTC do dia 14 de Dezembro, dando-se assim início a uma série de actividades que preparariam o foguetão Atlas-3B e a sua carga para o lançamento. Nestas actividades incluem-se a preparação do estágio superior Centaur, activação do sistema de controlo de voo do lançador, preparação dos sistemas de propulsão e do sistema hidráulico do estágio Atlas, preparação da torre umbilical e da estrutura móvel de serviço na Plataforma SLC-36B, realização dos testes operacionais de controlo de voo, testes dos sistemas de fornecimento de energia internos do Atlas-Centaur, realização de

testes de navegação do computador do lançador, verificação do sistema de ignição do motor do estágio Centaur, início das purgas de hélio do Centaur e preparação final dos sistemas de hidrogénio e de oxigénio líquido.

Às 2323UTC (T-150m) foi levada a cabo a chamada “*Man Stations for Integrated Launch Operations*”. Esta é a fase final da contagem decrescente onde todos os membros da equipa de controlo de lançamento participam. A contagem decrescente é controlada a partir da *Complex 36 Blockhouse*, onde uma equipa de 120 membros verifica todas as actividades da contagem decrescente. Esta equipa é dirigida por um grupo de oficiais localizados no *Atlas-5 Spaceflight Operations Center* (ASOC)¹⁶.

Às 2326UTC teve lugar uma consulta por todos os membros da equipa de controlo que verificaram a prontidão para a recolha da torre de serviço do SLC-36B. A recolha teve início às 2338UTC. Esta estrutura encobre na totalidade do Atlas-3B na plataforma de lançamento, sendo utilizada para erigir o foguetão na plataforma e providenciar acesso ao veículo, além de ser um escudo protector contra as condições atmosféricas adversas. A estrutura está colocada sobre quatro montagens eléctricas.

¹⁶ Anteriormente os lançamentos dos foguetões Atlas-2 e Atlas-3 eram dirigidos a partir do *Hangar AE Mission Directors Center* da NASA.

Às 2345UTC a estrutura já se havia afastado do foguetão e encaminhava-se para o seu local de armazenamento, entretanto eram iniciados os testes do sistema de comunicações em banda-C por parte da equipa de controlo do lançamento enquanto decorriam os testes na unidade computadorizada de navegação (sistema de navegação inercial) *Inertial Navigation Unit* (INU). O teste do INU terminou às 0003UTC do dia 15 de Dezembro, procedendo-se de seguida ao seu alinhamento final que terminaria às 0058UTC.

Às 0006UTC a USAF anunciava a existência de um período COLA (*COLlosion Avoidance*) entre as 0423:00UTC e as 0427:41UTC (a hora do lançamento estava marcada para as 0238UTC, mas como a janela de lançamento tem uma duração de duas horas o período COLA anunciado ainda se encontrava dentro da janela de lançamento). Os períodos COLA são introduzidos na contagem decrescente para evitar que um determinado satélite seja lançado numa altura em que a sua trajectória orbital final venha a ficar muito próxima de outro objecto já em órbita terrestre.

A T-105 m (0008UTC) a contagem decrescente foi suspensa durante 30 minutos numa paragem já anunciada. No total a contagem decrescente possuiu 45 minutos de suspensão temporária que têm por objectivo proporcionar um tempo extra à equipa de lançamento para resolver problemas que entretanto tenham surgido no decorrer da contagem decrescente ou então retomar actividades que se tenham atrasado.

Com a torre de serviço agora afastada da plataforma de lançamento procedeu-se às operações finais para preparar a instalação para levar a cabo o abastecimento do lançador com os propelentes criogénicos. Este abastecimento é levado a cabo após o retomar da contagem decrescente.

Às 0034UTC a equipa de lançamento foi novamente consultada pelo Director de Operações Edward Christiansen para verificar a sua prontidão para levar a cabo o abastecimento do lançador. A seguir foi a vez do Director de Lançamento autorizar a realização das operações de abastecimento. Os trabalhos de preparação da plataforma de lançamento terminaram às 0035UTC e de seguida foi dada a ordem para a sua evacuação.

A contagem decrescente foi retomada às 0038UTC (T-105m) e de seguida os oficiais encarregues da segurança verificaram que a plataforma estava vazia, permitindo assim o início das operações de arrefecimento e condicionamento térmico das condutas de LOX na plataforma. O LOX seria bombeado para o estágio superior Centaur. As operações de condicionamento térmico foram finalizadas às 0058UTC e foi dada a ordem para se iniciar o abastecimento do Centaur com LOX. De recordar que o LOX a uma temperatura de -183°C é consumido pelo motor RL-10 juntamente com o LH_2 que será bombeado para o estágio posteriormente.

Às 0058UTC era iniciada a preparação final do sistema de controlo de voo do lançador.

Às 0105UTC foi relatada a ocorrência de um problema no sistema pneumático do estágio Atlas que começou a ser analisado pela equipa de controlo. Entretanto o tanque de LOX do Centaur atingia 50% da sua capacidade durante o abastecimento.

O problema com o sistema pneumático do Atlas foi analisado pela *Anomaly Resolution Team* (ART) que referiu que uma válvula manual de isolamento localizada na plataforma de lançamento se encontrava a impedir que o sistema pneumático do foguetão fosse activado. Devido a este problema, pois a válvula encontrava-se fechada, uma equipa de técnicos foi enviada para a plataforma para resolver o problema, abrindo a válvula. Esta operação levou a um ligeiro adiamento no início do abastecimento de LH_2 .

O tanque de LOX do Centaur atingiu 80% da sua capacidade às 0110UTC (T-73m) e às 0113UTC (T-70m) a contagem decrescente era suspensa para permitir a resolução do problema com a válvula manual.

Entretanto o abastecimento do tanque de LOX do estágio superior continuou atingindo os 95% da sua capacidade às 0114UTC. Nesta fase foi mantido este nível de capacidade enquanto se procedia à sua segurança. Uma equipa de cinco pessoas foi enviada para a plataforma SLC-36B. Às 0121UTC a equipa ART anunciava a existência de um segundo problema com o sistema pneumático do Atlas. Pelas 0138UTC a equipa enviada para a plataforma de lançamento já havia resolvido o problema, tendo regressado para uma zona de segurança.

Às 0140UTC dava-se início às actividades de arrefecimento e condicionamento térmico para o abastecimento do LH_2 (a $-252,78^{\circ}\text{C}$). Uma nova hora de lançamento era anunciada às 0141UTC, sendo agora agendado para as 0308UTC. A contagem decrescente foi retomada às 0143UTC (T-70m) e dois minutos mais tarde às 0145UTC (T-68m) foi dada luz verde para o início do abastecimento de LOX ao estágio Atlas.

Entretanto, às 0148UTC (T-65m) a equipa ART anunciava que o segundo problema registado no sistema pneumático do Atlas não iria influenciar o decorrer da contagem decrescente, recomendando a sua continuação.

Às 0154UTC (T-59m) iniciou-se o enchimento final do depósito de LOX do estágio Centaur, colocando-o no nível necessário para o voo. Entretanto o abastecimento do tanque de LOX do Atlas atingia os 20% de capacidade às 0157UTC (T-56m) e 40% às 0200UTC (T-53m), começando-se a formar uma camada de gelo no exterior do estágio. Nesta altura surgiu um problema com um interruptor no estágio Atlas que indicou uma temperatura abaixo do limite estabelecido.

Às 0202UTC (T-51m) era finalizado o arrefecimento e acondicionamento térmico para o

abastecimento de LH₂ no estágio Centaur que teve início às 0204UTC (T-49m). Às 0210UTC (T-43m) o tanque de LOX do estágio Atlas encontrava-se a 90% da sua capacidade, enquanto que o tanque de LH₂ (também do Centaur) encontrava-se a 30% (o tanque de LOX do Centaur já se encontrava no nível necessário para o voo). O tanque de LOX do Atlas atingiu os 95% às 0215UTC (T-38m), sendo mantido neste nível durante alguns minutos. O tanque de LH₂ atingiu os 80% às 0219UTC (T-34m).

Às 0222UTC (T-31m) a equipa ART anunciava que o interruptor anteriormente referido já se encontrava a uma temperatura aceitável, recomendando o enchimento final do tanque de LOX. Entretanto dava-se início a um teste no sistema *Flight Termination System* (FTS). Este sistema seria utilizado para destruir o lançador caso algo corresse mal durante os primeiros minutos do lançamento.

Às 0223UTC (T-30m) o tanque de LH₂ atingia os 97% da sua capacidade.

Entretanto, e para surpresa de muitos, o lançamento seria adiado às 0223UTC quando a equipa ART anunciou que o interruptor do tanque de LOX do estágio Atlas atingiu uma temperatura muito abaixo de um valor limite de qualificação, levando ao adiamento do lançamento. Logo de imediato o Director do Lançamento instruiu a sua equipa para obterem um interruptor suplente. Este interruptor é utilizado para libertar o foguetão da plataforma de lançamento, suportando a válvula de drenagem e abastecimento do LOX ao estágio Atlas. O problema foi registado numa válvula de selagem que permitiu que o interruptor atingisse temperaturas muito abaixo do seu limite operacional imposto, surgindo receios de que não funcionasse correctamente a baixas temperaturas.

Às 0325UTC era anunciado que o lançamento era agendado para as 0230UTC do dia 17 de Dezembro.

A reparação do estágio Atlas foi levada a cabo às primeiras horas do dia 17 de Dezembro. Nesta altura (1805UTC) os meteorologistas da USAF anunciavam que existiam uma probabilidade de 40% de ocorrência de rajadas de vento que pudessem impedir o lançamento. A activação do estágio Atlas teve lugar às 1840UTC.

Às 2315UTC (T-150m) foi levada a cabo a chamada "*Man Stations for Integrated Launch Operations*".

Às 2318UTC teve lugar uma consulta por todos os membros da equipa de controlo que verificaram a prontidão para a segunda recolha da torre de serviço do SLC-36B. A recolha teve início às 2330UTC. Às 2337UTC a estrutura já se havia afastado do foguetão e encaminhava-se para o seu local de armazenamento, entretanto eram iniciados os testes do sistema de comunicações em banda-C (que é utilizado para

Às 0122UTC eram finalizados o arrefecimento e acondicionamento térmico para o abastecimento de LH₂ no estágio Centaur. Às 0124UTC o tanque de LOX do estágio Atlas encontrava-se a 70% da sua capacidade. O tanque de

transmitir os dados telemétricos do foguetão durante o voo) por parte da equipa de controlo do lançamento enquanto decorriam os testes na unidade computadorizada de navegação INU. O teste do INU terminou às 2355UTC, procedendo-se de seguida ao seu alinhamento final que terminaria às 0050UTC do dia 18 de Dezembro.

Às 2356UTC a USAF anunciava a existência de um período COLA entre as 0353:38UTC e as 0358:15UTC (a hora do lançamento estava marcada para as 0230UTC, mas como a janela de lançamento tem uma duração de duas horas o período COLA anunciado ainda se encontrava dentro da janela de lançamento).

A T-105 m (0000UTC do dia 18 de Dezembro) a contagem decrescente foi suspensa durante 30 minutos numa paragem já anunciada.

Com a torre de serviço agora afastada da plataforma de lançamento procedeu-se às operações finais para preparar a instalação para levar a cabo o abastecimento do lançador com os propolentes criogénicos. Este abastecimento é levado a cabo após o retomar da contagem decrescente.

Às 0026UTC a equipa de lançamento foi novamente consultada pelo Director de Operações Edward Christiansen para verificar a sua prontidão para levar a cabo o abastecimento do lançador. A seguir foi a vez do Director de Lançamento autorizar a realização das operações de abastecimento. Os trabalhos de preparação da plataforma de lançamento terminaram à mesma hora e de seguida foi dada a ordem para a sua evacuação.

A contagem decrescente foi retomada às 0030UTC (T-105m) e de seguida os oficiais encarregues da segurança verificaram que a plataforma estava vazia, permitindo assim o início das operações de arrefecimento e condicionamento térmico das condutas de LOX na plataforma. O LOX seria novamente bombeado para o estágio superior Centaur. As operações de condicionamento térmico foram finalizadas às 0042UTC e foi dada a ordem para se iniciar o abastecimento do Centaur com LOX.

Às 0050UTC era iniciada a preparação final do sistema de controlo de voo do lançador. O tanque de LOX do Centaur atingia 50% da sua capacidade às 0055UTC

Às 0101UTC dava-se início às actividades de arrefecimento e condicionamento térmico para o abastecimento do LH₂. Às 0105UTC foi dada luz verde para o início do abastecimento de LOX ao estágio Atlas. Às 0112UTC iniciou-se o enchimento final do depósito de LOX do estágio Centaur, colocando-o no nível necessário para o voo. Entretanto o abastecimento do tanque de LOX do Atlas atingia os 20% de capacidade às 0115UTC e 50% às 0120UTC, começando-se a formar uma camada de gelo no exterior do estágio.

LOX do Atlas atingiu os 98% às 0131UTC, sendo mantido neste nível durante alguns minutos. O tanque de LH₂ atingiu os 50% às 0136UTC (T-34m).

Às 0144UTC dava-se início a um teste no sistema *Flight Termination System* (FTS). Este sistema seria utilizado para destruir o lançador caso algo corresse mal durante os primeiros minutos do lançamento.

Às 0145UTC o tanque de LH₂ atingia os 97% da sua capacidade. Às 0159UTC o foguetão encontrava-se totalmente abastecido para o lançamento, no entanto, e dada a natureza criogénica dos propolentes, é mantido um abastecimento constante dos tanques de forma a substituir os líquidos que se vão evaporando naturalmente.

A contagem decrescente era suspensa pela última vez às 0210UTC (T-5m). Às 0219UTC era permitido que algum propolente penetrasse no motor RD-180 do primeiro estágio para acondicionamento térmico e às 0222UTC era realizada uma consulta por todos os membros da equipa de lançamento que dariam a sua luz verde para a continuação da contagem decrescente que era retomada às 0225UTC (T-5m).

Os sistemas pneumáticos do estágio Centaur começaram a ser preparados para o lançamento às 0225UTC (T-4m30s) e às 0226UTC (T-3m30s) o sistema FTS começava a utilizar uma fonte de energia interna para o seu funcionamento.



Às 0226UTC (T-3m) começou a fluir combustível (RP-1 – querosene altamente refinado) para o motor RD-180 e preparou-se o sistema de supressão sónica utilizando água na plataforma de lançamento. Nesta fase o satélite UHF F-11 já utilizava as suas baterias internas para o fornecimento de energia.

A pressurização do estágio Atlas teve lugar às 0228UTC (T-2m) com os tanques de propolentes a serem colocados na pressão necessária para o voo. A unidade de navegação inercial do lançador foi colocada em modo de voo e os tanques de LOX e LH₂ do estágio Centaur foram colocados em modo de segurança com a pressão em ambos os tanques encontrando-se estáveis. No minuto seguinte procedeu-se à verificação do estado do motor RD-180.

A sequência de lançamento teve início às 0229UTC (T-31s) e as válvulas de ventilação do LOX e do LH₂ a serem encerradas. Os gravadores de dados a alta velocidade foram iniciados. A ignição do motor RD-180 teve lugar a T-2.73s (0230UTC). Nos momentos seguintes o motor aumentou de potência até chegar aos 74% da sua força total. De seguida oito parâmetros do motor foram verificados por parte do computador do Atlas-3B. A T=0s (0230UTC) foram cortadas as ligações com a plataforma de lançamento e o foguetão abandonou a plataforma de lançamento. Com o adiamento do lançamento no dia anterior, este acabou por comemorar o 100º aniversário do primeiro voo propulsionado por parte dos irmãos Wright.

O Atlas-3B abandonou a plataforma de lançamento com o motor RD-180 a 90% da sua potência. Em menos de um minuto a potência do RD-180 é reduzida para 66% de forma a diminuir as forças aerodinâmicas sobre a estrutura do foguetão quando este encontra a zona de máxima pressão dinâmica. Às 0231UTC (T+1m17s) a potência do motor é aumentada para os 88%. Este aumento de potência é constante nos segundos seguintes para manter uma aceleração constante.

O final da queima do estágio Atlas teve lugar às 0233UTC (T+3m12s), com o estágio a separar-se de seguida e a cair no Oceano Atlântico. A ignição do estágio Centaur tem lugar às 0233UTC (T+3m23s) e a ogiva de protecção do satélite separa-se às 0233UTC (T+3m45s), não sendo mais necessária para proteger o veículo.

A T+4m40s (0234UTC) o estágio Centaur juntamente com o satélite UHF F-11 encontravam-se a uma altitude de 172,20 km e a uma distância de 545,57 km a Este do Cabo Canaveral, viajando a uma velocidade de 3,93 km/s. Estes valores alteraram-se às 0240UTC (T+10m45s) encontrando-se agora a uma altitude de 233,35 km e a uma distância de 2.092,15 km a Sudeste do Cabo Canaveral, viajando a 5,28 km/s.

Entretanto nesta fase o estágio Centaur já havia executado uma manobra de rotação de forma a se alinhar com a rede de comunicações TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite System*). Entre as 0236UTC (T+6m30s) e as 0237UTC (T+7m35s) não foi recebida qualquer informação do veículo, no entanto os sistemas de detecção mostravam que o veículo se encontrava na trajectória correcta.

O final da primeira queima do Centaur, MECO 1 (*Main Engine Cut-Off 1*) teve lugar às 0245UTC (T+15m03s), entrando numa órbita preliminar em torno do planeta com um apogeu a 1.092,12 km de altitude (para um apogeu previsto a 1.092,31 km de altitude), um perigeu a 185,01 km de altitude (para um perigeu prevista a 185,20 km de altitude) e uma inclinação orbital de 28,1° em relação ao equador terrestre.

O Conjunto Centaur / UHF F-11 permaneceu nesta órbita até às 0254UTC (T+24m46s), tendo a pré-ignição sido iniciada a T+24m30s (0254UTC). Esta segunda queima teve uma duração de 3 minutos e 5 segundos, tendo terminado (MECO 2) às 0257UTC (T+27m48s). De seguida o Centaur procedeu à orientação da sua atitude em preparação da separação do satélite UHF F-11, iniciando também uma rotação de 5 rpm em torno do seu eixo longitudinal para estabilizar o satélite. A separação do UHF Follow-On F-11 ocorre às 0302UTC (T+32m34s) com o primeiro contacto com o satélite a ter lugar às 0312UTC. O UHF F-11 ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 35.911 km de altitude (pretendia-se um apogeu com uma altitude de 35.905 km), um perigeu de 288,30 km de altitude (pretendia-se um perigeu com 287,1 km de altitude) e uma inclinação orbital de 27° tal como era desejado.

Após atingir a órbita terrestre o satélite UHF Follow-On F11 (UFO-11) recebeu a designação USA-174, tendo também recebido a Designação Internacional 2003-057A e o número de catálogo orbital 28117. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

21 de Dezembro – Delta-2 7925-9.5 (D302)

Navstar-53 (USA-175)

Uma nova adição à rede GPS teve lugar a 21 de Dezembro com o lançamento do satélite GPS 2R-10, posteriormente rebaptizado de Navstar-53 ou USA-174. O lançamento teve lugar a partir do Cabo Canaveral, sendo este o último lançamento orbital dos Estados Unidos em 2003.

Lançamento orbital n.º 4.306
Lançamento E.U.A. n.º 1.284 (29,819%)
Lançamento Cabo Canaveral AFS n.º 668 (15,513%)

Este lançamento estava inicialmente programado para ter lugar a 11 de Junho de 2001, sendo adiado para o dia 16 de Agosto. Devido a vários problemas técnicos o lançamento foi sucessivamente adiado para 6 de Março de 2002, depois para 19 de Abril, 11 de Agosto e 7 de Novembro de 2002.

A rede GPS (Global Positioning System)

O sistema GPS utiliza uma série de satélites em órbita de forma conseguir localizar de forma quase perfeita a posição de um utilizador no solo. O sistema GPS é utilizado pela sociedade civil, bem como pelos militares.

O programa Navstar está actualmente equipado com satélites do tipo GPS Block-2R (designados AS 4000 pelo fabricante *General Electric Aerospace*¹⁷) e são operados pela Força Aérea dos Estados Unidos. Os primeiros Block-2R foram lançados em 1997 e o contracto inicial previa a construção de 21 satélites. Estes satélites têm uma maior autonomia e são capazes de fornecer dados mais precisos relativamente ao posicionamento de um objecto no solo em qualquer parte do planeta. Estes satélites são capazes de determinar a sua própria posição em órbita ao trocar informações com os outros satélites. Estão equipados com processadores reprogramáveis que permitem melhoramentos no software e a resolução de problemas em órbita. Possuem também medidas de protecção contra radiações. Os satélites estão estabilizados nos seus três eixos espaciais e têm uma vida útil de 10 anos. Têm um peso de 2.032 kg, um comprimento e um diâmetro de 1,9 metros. Para o fornecimento de energia estão equipados com dois painéis solares que produzem em média 1.140 Watts. Os satélites orbitam a aproximadamente 17.700 km de altitude. A seguinte tabela indica os dez últimos satélites lançados nesta série. Todos forem colocados em órbita por foguetões Delta-2 7925-9.5 sendo por isso somente indicado o número de série de cada lançador.

¹⁷ Posteriormente adquirida pela *Lockheed Martin Missiles & Space* que designa o modelo LM 4000.

Nome	Navstar	GPS	Designação Internacional	NORAD	Data Lançamento	Veículo Lançador	Local Lançamento
-	-	GPS 42	1997-F001	-	17-Jan-97	(D241)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-132	Navstar-43	GPS 2R-2	1997-035A	24876	23-Jul-97	(D245)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-145	Navstar-46	GPS 2R-3	1999-055A	25933	07-Out-99	(D275)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-150	Navstar-47	GPS 2R-4	2000-025A	26360	11-Mai-00	(D278)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-151	Navstar-48	GPS 2R-5	2000-040A	26407	16-Jul-00	(D279)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-154	Navstar-49	GPS 2R-6	2000-071A	26605	10-Nov-00	(D281)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-156	Navstar-50	GPS 2R-7	2001-004A	26690	30-Jan-01	(D283)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-166	Navstar-51	GPS 2R-8	2003-005A	27662	29-Jan-03	(D295)	C.C.A.F.S., SLC-17B
USA-168	Navstar-52	GPS 2R-9	2003-010A	27704	31-Mar-03	(D297)	C.C.A.F.S., SLC-17A
USA-175	Navstar-53	GPS 2R-10	2003-058A	28129	21-Dez-03	(D302)	C.C.A.F.S., SLC-17B

O foguetão Delta-2 7925-9.5

O Navstar-53 foi lançado por um foguetão Delta-2 7425-9.5 na missão D302 (Delta 302). Este foi o 302º lançamento de um foguetão da série Delta desde 1960, sendo o 109º Delta 2 a ser utilizado (contando com os dois lançamentos das versões Heavy). É também o 54º lançamento em série com sucesso desde 1997.

Os Delta são construídos pela *Boeing* em Huntington Beach, Califórnia. As diferentes partes do lançador são montadas em Pueblo, Colorado.

O Navstar-53 foi colocado em órbita por um lançador Delta da versão 7425-9.5 de quatro estágios. A versão 7425-9.5 é composta por seis partes principais: o primeiro estágio que é composto pelos propulsores laterais a combustível sólido, o motor principal no corpo principal do lançador, o inter-estágio (que faz a ligação física entre o primeiro e o segundo estágio), o segundo estágio, o terceiro estágio e uma ogiva de 9,5 pés (2,9 metros) de diâmetro fabricada em materiais compósitos.

O Delta 2 7425-9.5 atinge uma altura de 38,90 metros e tem um diâmetro de 2,44 metros (sem entrar em conta com os propulsores sólidos na base). No lançamento tem um peso de 231.900 kg e é capaz de desenvolver uma força de 359.340 kgf. É capaz de colocar uma carga de 5.089 kg numa órbita baixa a 185 km de altitude ou então 1.818 kg numa trajetória para a órbita geossíncrona.

Os quatro propulsores laterais (GEM-40) TAS – *Thrust Augmented Solids*, são fabricados pela *Alliant Techsystems* e cada um pode desenvolver 45.500 kgf no lançamento.

O primeiro estágio (Delta Thor XLT-C) tem um peso bruto de 13.064 kg e um peso de 1.361 kg sem combustível. Tem um comprimento de 26,1 metros e um diâmetro de 2,4 metros. Está equipado com um motor RS-27A que tem um peso de 1.091 kg, um diâmetro de 1,1 metros e uma altura de 3,8 metros. No vácuo produz uma força de 107.500 kgf, tendo um Ies de 302 s e um tempo de queima de 274 s. Consome LOX e querosene altamente refinado (RP-1). O RS-27A é construído pela *Rocketdyne*.

O segundo estágio do Delta 2 (Delta K) tem um peso bruto de 6.905 kg e um peso de 808 kg sem combustível, tendo um comprimento de 5,9 metros e um diâmetro de 1,7 metros. No vácuo o seu motor Aerojet AJ10-118K (com um peso de 98 kg, um diâmetro de 1,7 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 4.425 kgf, tendo um Ies 318 s e um tempo de queima de 444 s. Consome N₂O₄ e Aerozine-50.

O terceiro estágio, Star-48B, tem um peso bruto de 2.133 kg e um peso de 123,8 kg sem combustível, tendo um comprimento de 1,83 metros e um diâmetro de 1,24 metros. O seu motor consome HTPB e produz uma força de 67,17 kN, tendo um Ies 286 s e um tempo de queima de 84 s.

O Delta-2 pode ser lançado a partir do Cabo Canaveral (*Air Force Station*), plataformas SLC-17A e SLC-17B, e da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, (plataforma SLC-2W). Na missão do D302 o Delta-2 7425-9.5 foi lançado a

partir da plataforma SLC-17A. O *Space Launch Complex-17* (SLC-17) do Cabo Canaveral foi construído pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) para o desenvolvimento do míssil balístico de alcance intermédio (IRBM) Thor, tendo a construção das plataformas A e B sido iniciada em Abril de 1956. Em Setembro desse mesmo ano a Força Aérea ocupou parcialmente a plataforma SLC-17B, tendo o primeiro lançamento sido efectuado a 25 de Janeiro de 1957¹⁸. A primeira modificação ao complexo SLC-17 teve lugar em 1960 de forma a suportar o lançamento de veículos derivados do Thor. Entre O início de 1960 e Dezembro de 1965 foram lançados 35 foguetões Delta a partir do complexo.

As plataformas foram transferidas para a NASA em 1965, pois para a USAF já não havia qualquer utilização militar para o complexo. Devido ao acidente do Challenger os lançamentos comerciais e militares foram na sua totalidade transferidos para os lançadores convencionais e em resultado a Boieng criou o lançador Delta-2. A USAF decidiu também transferir o lançamento dos seus satélites Navstar, anteriormente destinados a serem lançados pelo vaivém, para o novo Delta-2. O complexo SLC-17 foi escolhido como local de lançamento do Delta-2 e o complexo regressou novamente à responsabilidade da USAF em Outubro de 1988. O complexo teve de sofrer obras profundas com a instalação de novas plataformas de serviço, de um sistema hidráulico de elevação de cargas e de um sistema de armazenamento e fornecimento de hidrogénio líquido. A torre de serviço móvel do complexo teve de ver o seu tamanho aumentado em 3 metros de forma a acomodar o novo lançador. O primeiro lançamento do Delta-2 a partir do complexo (plataforma A) teve lugar a 14 de Fevereiro de 1989¹⁹.

A última modificação ao complexo finalizou em Outubro de 1997 e serviu para adaptar a plataforma B ao lançador Delta-3²⁰. Assim, a plataforma B pode acomodar os lançadores Delta-2 e Delta-3.

A seguinte tabela indica os últimos 10 lançamentos levados a cabo pelo Delta-2 7925-9.5.

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Satélite
2000-025	11-Mai-00	D278	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-47 (26360 2000-025A)
2000-040	16-Jul-00	D279	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-48 (26407 2000-040A)
2000-071	10-Nov-00	D281	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-49 (26605 2000-071A)
2001-004	30-Jan-01	D283	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-50 (26690 2001-004A)
2001-013	7-Abr-01	D284	C.C.A.F.S.	SLC-17A	2001 Mars Odyssey (26734 2001-013A)
2001-020	18-Mai-01	D285	C.C.A.F.S.	SLC-17B	GeoLITE (26770 2001-020A)
2002-034	3-Jul-02	D292	C.C.A.F.S.	SLC-17A	CONTOUR (27457 2002-034A)
2003-005	29-Jan-03	D295	C.C.A.F.S.	SLC-17B	Navstar-51 (27662 2003-005A)
2003-010	21-Mar-03	D297	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-52 (27707 2003-010A)
2003-058	21-Dez-03	D302	C.C.A.F.S.	SLC-17A	Navstar-53 (28129 2003-058A)

Lançamento do Navstar-53

A 24 de Abril de 2003 a secção de notícias financeiras do portal *Yahoo.com*²¹ anunciava que a *Lockheed Martin* havia terminado os trabalhos no satélite GPS 2R-10 e que o havia enviado para o Cabo Canaveral para que fosse preparado para o seu lançamento na altura agendado para o dia 18 de Julho de 2003. Nesta altura a *Lockheed Martin* anunciava também a introdução de melhorias em oito satélites da série GPS 2R denominados GPS 2R-M. Estes satélites irão incorporar dois novos sinais militares de navegação e um segundo sinal civil.

O satélite GPS 2R-10 substitui em órbita o satélite GPS 2A-10 (Navstar-23)²² que foi colocado em órbita em Novembro de 1990.

O lançamento do GPS 2R-10 seria primeiramente adiado para o dia 24 de Julho e posteriormente para os dias 10 e 31 de Outubro. Estes adiamentos foram devidos a causas técnicas, nomeadamente a problemas com os propulsores laterais

¹⁸ O primeiro Thor a ser lançado desde o complexo SLC-17 tinha o número de série 101 e o lançamento resultou num fracasso com a explosão do míssil devido a um problema de contaminação do LOX que originou uma falha numa válvula do motor.

¹⁹ A plataforma utilizada foi a SLC-17A. O lançamento teve lugar às 1830UTC e o foguetão Delta-2 6925 (D184) colocou em órbita o satélite USA-35 / Navstar 2-1 GPS-14 (19802 1989-013A).

²⁰ O primeiro lançamento do Delta-3 teve lugar a 27 de Agosto de 1998 e resultou num fracasso quando o foguetão Delta-3 (D3-1) não conseguiu colocar em órbita o satélite Galaxy-10.

²¹ http://biz.yahoo.com/prnews/030424/sfth084_1.html

²² O GPS 2A-10 Navstar-23 (20959 1990-103A) foi colocado em órbita às 2139UTC do dia 26 de Novembro de 1990 por um foguetão Delta-2 7925-9.5 (D201) a partir do Complexo da Lançamentos LC17A do Cabo Canaveral.

de combustível sólido. O lançamento seria novamente adiado para o dia 30 de Dezembro e posteriormente antecipado para o dia 21 de Dezembro. Estes adiamentos foram causados por problemas encontrados em outros satélites da série já em órbita e que tiveram de ser verificados no novo veículo, e devido a preocupações existentes com as tuberias dos propulsores laterais de combustível sólido.

A torre móvel de serviço da Plataforma A do Complexo SLC-17 foi colocada na posição de segurança às 0145UTC do dia 21 de Dezembro. A torre de serviço móvel tem uma altura de 38,4 metros e serve para proteger o lançador durante a sua permanência na plataforma de lançamento, permitindo também o acesso dos técnicos aos vários pontos do foguetão.

A janela de lançamento teve uma duração de 15 minutos das 0750UTC até às 0805UTC.

A contagem decrescente foi suspensa durante 60 minutos às 0350UTC (T-150m). Durante esta paragem a equipa de controlo do lançamento verificou a prontidão de todos os sistemas antes de se entrar na chamada *Terminal Count*. Esta teve início às 0450UTC (T-150m) com o retomar da contagem decrescente. Nesta fase a plataforma de lançamento encontrava-se sem a presença de qualquer técnico, podendo-se assim iniciar as operações de abastecimento do Delta-2.

Às 0454UTC a equipa de controlo do lançamento iniciou a activação e a configuração do computador de navegação do Delta-2 denominado RIFCA (*Redundant Inertial Flight Control Assembly*). Por outro lado, às 0511UTC procedeu-se aos primeiros passos para o abastecimento do primeiro estágio do lançador com querosene altamente refinada (RP-1), com a verificação de válvulas, sensores, medidores de fluxo e equipamento de abastecimento. O abastecimento de RP-1 teve início às 0516UTC, sendo bombeados cerca de 45.450 litros de combustível para o tanque do primeiro estágio. O combustível encontrava-se armazenado num tanque localizado na base da plataforma 17A. O processo de abastecimento tem uma duração de cerca de 20 minutos. Aos 15 minutos do processo de abastecimento a equipa de controlo calcula a quantidade necessária de combustível para a missão. No total seriam bombeados 45.431,27 litros de combustível para o primeiro estágio do Delta-2.

O processo de abastecimento é levado a cabo em duas fases. A primeira fase é denominada de abastecimento rápido e durante esta fase o combustível é introduzido a grande pressão no tanque. Atingindo 98% da capacidade do tanque o abastecimento é levado a cabo de uma forma mais lenta até se chegar à máxima capacidade do tanque.

O abastecimento de RP-1 ao primeiro estágio terminou às 0537:22UTC num processo que teve uma duração total de 21 minutos e 16 segundos.

O processo seguinte seria o abastecimento de LOX ao primeiro estágio do Delta-2. Este processo teve início às 0606UTC e o oxigénio líquido foi bombeado a partir de um tanque esférico localizado próximo da plataforma de lançamento. O líquido é conduzido através de um sistema de condutas que penetra na plataforma e de seguida na base do foguetão lançador. De notar que o LOX e o RP-1 são consumidos na fase inicial do lançamento durante a ignição do primeiro estágio do lançador. Tal como acontece com o abastecimento do combustível, o abastecimento do LOX é levado a cabo em duas fases. A primeira fase é levada a cabo de forma rápida, sendo o combustível introduzido a grande pressão no tanque. Atingindo os 95% da capacidade do tanque o abastecimento é levado a cabo de uma forma mais lenta até se chegar à máxima capacidade do tanque.

O segundo estágio do Delta-2 foi anteriormente abastecido com os seus propolentes hipergólicos e armazenáveis, sendo o terceiro estágio e os propulsores laterais movidos a combustível sólido.

Entre as 0650UTC e as 0655UTC foram levados a cabo testes de mobilidade das tuberias dos motores do primeiro e do segundo estágio do lançador de forma a garantir que estas serão capazes de orientar o veículo durante a ascensão para a órbita terrestre. Os testes foram levados a cabo com sucesso.

A contagem decrescente entrou numa nova paragem às 0700UTC (T-20m). Esta paragem teve como objectivo proporcionar à equipa de controlo do lançamento algum tempo para retomar qualquer tarefa que entretanto se tenha atrasado no decorrer da contagem decrescente ou então para resolver qualquer problema que tenha surgido. Como não foi detectado qualquer problema a contagem decrescente foi retomada às 0720UTC (T-20m).

O satélite GPS 2R-10 começou a utilizar as suas fontes internas para o fornecimento de energia às 0724UTC (num processo que durou até às 0730UTC) e às 0726UTC foram levados a cabo testes para verificar a operacionalidade dos receptores do dispositivo de destruição do foguetão. Este dispositivo seria utilizado para destruir o Delta-2 caso surgisse algum problema na fase inicial do lançamento.

Às 0732UTC procedeu-se ao encerramento das válvulas de ventilação do tanque de combustível do primeiro estágio e este começou a ser pressurizado para o lançamento. Os dispositivos de segurança do satélite foram também armados.

A contagem decrescente entrava na sua paragem final às 0736UTC (T-4m). Durante esta suspensão procedeu-se à verificação final de todos os sistemas e a luz verde para o retomar da contagem decrescente foi dada às 0742UTC, sendo a

contagem reiniciada às 0746UTC (T-4m). Às 0747UTC (T-3m) procedeu-se à activação dos dispositivos de destruição do terceiro estágio e a T-2m 25s (0747UTC) o satélite foi declarado pronto para o lançamento.

Às 0748UTC (T-2m) as válvulas de ventilação do tanque de oxigénio líquido eram encerradas, iniciando-se logo de seguida a sua pressurização. Nesta fase eram avistadas baforadas de vapor a saírem de uma válvula no primeiro estágio à medida que a pressão no interior do tanque de LOX estabilizava. A contagem decrescente seria suspensa a cerca de T-90s devido a um problema no foguetão. No entanto rapidamente se chegou à conclusão que este problema não era impeditivo do lançamento e este foi prontamente transferido para uma nova hora (0805UTC), sendo a contagem decrescente transferida para T-4m.

A contagem decrescente foi retomada às 0801UTC (T-4m). Os sistemas internos do lançador transferiram-se para as fontes internas de energia às 0801UTC (T-3m 30s) e às 0802UTC (T-3m) procedeu-se à activação dos dispositivos de destruição do terceiro estágio, sendo o satélite foi declarado pronto para o lançamento às 0802UTC (T-2m 30s).

Às 0803UTC (T-2m) as válvulas de ventilação do tanque de oxigénio líquido eram encerradas, iniciando-se logo de seguida a sua pressurização. Novamente eram avistadas baforadas de vapor a saírem de uma válvula no primeiro estágio à medida que a pressão no interior do tanque de LOX estabilizava. Às 0804UTC (T-1m) o *Range Safety* dava o seu avalio final para o lançamento e sistema hidráulico do segundo estágio começava a utilizar as fontes internas de energia após a sua pressão ter sido verificada para o lançamento.

A T-2s um técnico da *Boeing* accionou o processo de ignição que levou à ignição de dois motores vernier no primeiro estágio, bem como à ignição do motor principal do Delta-2. Às 0805UTC (T=0s) dava-se a ignição de seis dos nove propulsores laterais de combustível sólido e o foguetão abandonava a plataforma de lançamento.

A T+20s (0805UTC) o lançador encontrava-se a manobrar de forma a se colocar numa trajectória com um azimute de voo a 110° e a T+30s (0805UTC) o veículo já havia ultrapassado o período de máxima força atingindo uma velocidade superior a Mach 1,0 a T+33s. A zona de máxima pressão dinâmica era ultrapassada a T+56s (0805UTC). O final da queima e a separação dos seis propulsores laterais de combustível sólido dava-se às 0806UTC (T+1m 1s), entrando em ignição de seguida os restantes três propulsores. A ignição destes terminaria às 0807UTC (T+2m15s), separando-se de seguida.



O final da queima do primeiro estágio (MECO – *Main Engine Cut-Off*) teve lugar às 0809UTC (T+4m 37s) dando-se de seguida a sua separação. A ignição do segundo estágio tinha lugar a T+4m 40s (0809UTC). A separação da ogiva de protecção do satélite teve lugar às 0810UTC (T+5m).

O final da primeira queima do segundo estágio (SECO-1 – *Second Engine Cut-Off*) teve lugar às 0815UTC (T+10m 43s), tendo o lançador atingido uma órbita preliminar em torno da Terra. A segunda ignição do segundo estágio foi iniciada às 0907UTC (T+62m 40s) e terminou (SECO-2) às 0908UTC (T+63m 30s). Após o final da segunda ignição procedeu-se à estabilização do veículo antes da separação entre o segundo e o terceiro estágio que teve lugar às 0909UTC (T+64m 17s).

O estágio de combustível sólido entrou em ignição às 0909UTC (T+64m 45s) e terminou às 0911UTC (T+66m 11s). A separação do GPS 2R-10 Navstar-53 teve lugar às 0913UTC (T+68m 12s). A seguinte tabela²³ indica os parâmetros orbitais do GPS 2R-10 Navstar-53 nos dias após o seu lançamento:

Data (Hora UTC)	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação Orbital (°)	Período Orbital (min)
21 / Dez. / 03 (1507:12)	20.349	181	39,02	356,14
22 / Dez. / 03 (2038:24)	20.341	171	39,09	355,85
29 / Dez. / 03 (1604:48)	20.328	19.963	55,10	716,48
08 / Jan. / 04 (1507:12)	20.328	20.032	55,09	717,88

²³ Dados fornecidos por Antonín Vítek (<http://www.lib.cas.cz/www/space.40/2003/058A.HTM>).

Após atingir a órbita terrestre o satélite GPS 2R-10 Navstar-53 recebeu a Designação Internacional 2003-058A e o número de catálogo orbital 28129. Este satélite é também conhecido pelas designações SVN-47 e USA-175.

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

No próximo em Órbita

• *Entrevista com Rex Hall, Presidente da British Interplanetary Society.*

• *Reportagem Astrofest 2004 – Londres 6 e 7 de Fevereiro de 2004*

• *Lançamentos orbitais realizados em Janeiro de 2004*

27 de Dezembro – 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (084 / 1006 / ST-12)

AMOS-2

Inicialmente previsto para ser colocado em órbita por um foguetão Ariane-5, o satélite Israelita AMOS-2 acabou por ser lançado por um foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG equipado com um estágio superior Fregat num acordo de transferência de cargas entre a *Arianespace* e a empresa *Starsem*. Esta alteração foi o resultado de uma decisão tomada em conjunto pela empresa *Israel Aircraft Industries*, pela *Arianespace* e pela *Starsem*, que foi levado a cabo com a autorização da empresa *Spacecom Ltd.* A possibilidade de se proceder à alteração do lançador resulta da política desenvolvida pela *Arianespace* e pela *Starsem* que assim responde da melhor maneira às necessidades dos seus clientes.

Lançamento orbital n.º 4.307
Lançamento Rússia n.º 2.711 (62,944%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.126 (26,143%)



O satélite de comunicações AMOS-2 (na imagem ao lado) tinha um peso de 1.370 kg no lançamento e está equipado com 22 repetidores em banda-Ku, sendo 3 deles suplentes, que serão utilizados para a distribuição de canais de TV digital e dados para redes públicas e privadas. O satélite deverá operar na órbita geossíncrona por um período de 12 anos localizado sobre o equador a 4° longitude Oeste sobre o Golfo da Guiné, cobrindo a Europa, Médio Oriente e a costa leste dos Estados Unidos. Os satélites AMOS são operados pela empresa israelita *Spacecom Ltd.*, sendo fabricados pela empresa *Israel Aircraft Industries*.

O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat

Segundo a empresa *Starsem* este foi o 1.684º lançamento de um foguetão da família Soyuz. O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U. Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviônicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7 tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 105.400 kg, este estágio pesa 6.875 kg

sem combustível e é capaz de desenvolver 101.931 kgf no vácuo. Tem um Ies de 311 s (Ies-nm de 245 s) e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene. O Block A tem um comprimento de 27,8 metros e um diâmetro de 3,0 metros. O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko. É capaz de desenvolver uma força de 101.931 kgf no vácuo, tendo um Ies de 311 s e um Ies-nm de 245 s. O seu tempo de queima é de 300 s. As suas diferenças de performance em relação ao RD-107 são resultado da utilização na totalidade de componentes russos.

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

O estágio o Block I está equipado com um motor RD-0124 (11D451M ou 14D23). Tem um peso bruto de 25.500 kg e sem combustível pesa 2.355 kg. É capaz de desenvolver 30.000 kgf e o seu Ies é de 359 s, tendo um tempo de queima de 3000 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros, utilizando como combustível o LOX e o querosene. O motor RD-0124 foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 157,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.000 kgf, tendo um Ies de 359 s e um tempo de queima de 3000 s. Tem um diâmetro de 2,4 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O último estágio deste lançador é o Fregat. Este estágio foi desenvolvido como propulsor para as sondas lunares Luna e para as sondas marcianas Mars e Fobos. O Fregat tem um peso bruto de 6.535 kg e sem combustível pesa 1.100 kg. É capaz de desenvolver 2.000 kgf no vácuo e o seu Ies é de 327 s, tendo um tempo de queima de 877 s. Tem um comprimento de 1,50 metros, um diâmetro de 3,35 metros, utilizando como combustíveis o N₂O₄ e o UDMH. Está equipado com um motor S5.92 desenhado por Isayev. Tem um peso de 75 kg e possui uma câmara de combustão que desenvolve uma pressão de 97,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 2.000 kgf, tendo um Ies de 327 s e um tempo de queima de 2.000 s. Tem um diâmetro de 0,84 metros e um comprimento de 1,03 metros.



O 11A511U-FG Soyuz-FG (nas imagens ao lado a ser transportado para a plataforma de lançamento PU-5 do Complexo LC31 de GIK-5 Baikonur) é capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de $51,8^\circ$ em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 422.500 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 305.000 kg. O seu comprimento atinge os 46,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

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

A primeira utilização da combinação entre o lançador 11A511U-FG Soyuz-FG e o estágio Fregat teve lugar a 2 de Junho de 2003 quando na missão ST-11 foi lançada a sonda Mars Express e o robot Beagle para Marte.

Criada em 1996 a empresa russo-francesa *Starsem* comercializa o lançador Soyuz utilizando também algumas instalações no Cosmódromo GIK5 Baikonur onde executa a preparação e integração final das cargas a serem colocadas em órbita. Os accionistas da *Starsem* são a *Arianespace*, a EADS, a agência espacial russa Rosaviakosmos e o Centro Espacial de Samara, que produz os lançadores.

A missão ST-12

A missão ST-12 foi em tudo semelhante a outras missões deste tipo já levadas a cabo, sendo no entanto a primeira missão de um foguetão Soyuz para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

A missão teve uma duração de aproximadamente 6 horas e 47 minutos, com três ignições do estágio superior Fregat. A primeira ignição do Fregat teve como objectivo colocar a sua carga numa órbita circular onde permaneceria por alguns minutos até executar a segunda queima no perigeu, introduzindo-se numa órbita de transferência intermédia. O conjunto permaneceria nesta órbita por mais alguns minutos até à terceira ignição do Fregat que colocaria o satélite AMOS-2 numa órbita com um apogeu a 42.166 km de altitude e um perigeu a 10.785 km de altitude, tendo uma inclinação orbital de $23,63^\circ$ em relação ao equador terrestre. Após a separação do satélite o estágio Fregat executaria uma nova ignição para se afastar do AMOS-2.

Preparação e lançamento do AMOS-2

Durante o mês de Outubro de 2003 procedeu-se à preparação das instalações da Starsem em Baikonur, bem como da plataforma de lançamento 17P32-6 (LC31 PU-6). O satélite AMOS-2 foi transportado para o cosmódromo no dia 10 de Novembro²⁴ a bordo de um avião Antonov An-124 que aterrou no aeroporto de Yublieiny, iniciando-se a preparação para o lançamento no dia 14 de Novembro com a transferência do contentor contendo o satélite para uma sala estéril.

No dia 26 de Novembro²⁵ foram finalizados os testes eléctricos autónomos nas instalações de processamento de cargas da *Starsem* em Baikonur. Posteriormente o satélite foi transportado para as instalações de processamento de materiais perigosos onde se procedeu à verificação do seu sistema UPS (*Unified Propulsion System*) e a testes de pressurização. Após a realização destes testes foi autorizado o abastecimento do veículo.

Entretanto, no edifício MIK-40 de montagem e integração do lançador, os estágios do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG eram também submetidos a testes de validação após serem entregues no cosmódromo. O estágio Fregat ST-12 foi transportado para Baikonur no dia 26 de Novembro a bordo de um avião Antonov An-124.

A campanha de lançamento do AMOS-2 entrava na sua fase final²⁶ após o abastecimento do satélite realizado no dia 12 de Dezembro. Após o abastecimento do veículo, este foi colocado sobre um adaptador cónico que serviu de interface entre o satélite e o foguetão lançador.

Entretanto, a 15 de Dezembro a agência de notícias russa ITAS-TASS anunciava²⁷ que o lançamento do AMOS-2 seria adiado para o dia 28 de Dezembro (hora russa, 27 de Dezembro na hora UTC), citando Vyacheslav Mikhailichenko, porta-voz da agência espacial Rosaviakosmos. Neste dia, e segundo a *Arianespace*²⁸, seria finalizado o abastecimento do estágio Fregat que se havia iniciado a 13 de Dezembro. O Fregat foi abastecido com o oxidante (N₂O₄) nos seus tanques esféricos, seguido do abastecimento do combustível UDMH. No final do dia 15 o Fregat foi transferido do edifício MIK-40 para o edifício de integração MIK-112 sendo colocado no denominado UCIF (*Upper Composite Integration Facility*), que é uma sala estéril com uma área de 587 m² onde o estágio foi acoplado ao satélite AMOS-2 no dia 17 de Dezembro²⁹. Após a junção dos dois veículos, ambos foram colocados no interior da ogiva de protecção.

Posteriormente o conjunto foi transferido para o edifício MIK-40 onde foi acoplado aos estágios inferiores do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG. Finalmente, às 0430UTC do dia 24 de Dezembro, o lançador foi transportado para a plataforma de lançamento PU-6 do Complexo LC31.

O lançamento do AMOS-2 teve lugar às 2130UTC do dia 27 de Dezembro de 2003. O final da queima e a separação dos quatro propulsores laterais do foguetão lançador (primeiro estágio) teve lugar às 2131:58UTC (T+118,10 s). O final da queima do segundo estágio teve lugar às 2134:13UTC (T+253,18 s), seguindo-se a separação do estágio às 2134:47UTC (T+287,48 s). A ogiva de protecção do AMOS-2 separou-se do lançador às 2134:57UTC (T+297,73 s) e o final da queima do terceiro estágio teve lugar às 2138:45UTC (T+525,21 s), colocando o conjunto Fregat/AMOS-2 numa trajectória suborbital. No quadro seguinte são indicados os parâmetros orbitais após a inserção na órbita inicial e após as três queimas efectuadas pelo estágio Fregat³⁰.

	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação orbital (°)	Período Orbital (min)
Órbita inicial	186	186	51,76 (+/- 3,5)	86,5
Após 1ª queima Fregat	185 (+/- 10)	-	51,8 (+/- 3,5)	-
Após 2ª queima Fregat	35.907 (+/- 140)	276 (+/- 5)	48,92 (+/- 2,5)	-
Após 3ª queima Fregat	35.795 (+/- 140)	4.414 (+/- 50)	23,63 (+/- 5,5)	-

Os quatro propulsores laterais do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG caíram na região de Karaganda bem como a ogiva de protecção. O segundo estágio caiu na área do Cazaquistão Este, no território da Altai – Federação Russa. O adaptador entre o segundo e o terceiro estágio caiu no território de Altai – Federação Russa e o terceiro estágio impactou no Oceano Pacífico (29° 59' N – 153° 18' E).

²⁴ “*Arianespace/Starsem Flight ST12; November 24: Preparations underway for the Soyuz launch of AMOS 2*”

²⁵ “*Arianespace/Starsem Flight ST12; November 26: The AMOS 2 satellite undergoes its pre-launch checkout*”

²⁶ “*Arianespace/Starsem Flight ST12; December 12: The fueled AMOS 2 is prepared for liftoff*”

²⁷ <http://www.itar-tass.com/eng/level2.html?NewsID=212996&PageNum=1>

²⁸ “*Arianespace/Starsem Flight ST12; December 15: The Fregat upper stage is ready to meet its AMOS 2 payload*”

²⁹ “*Arianespace/Starsem Flight ST12; December 24: The Soyuz/Fregat is in the launch zone!*”

³⁰ Parâmetros orbitais fornecidos pela agência espacial russa Rosaviakosmos.

O conjunto Fregat/AMOS-2 atingiu a órbita terrestre às 2138:53UTC (T+8m 53,51s). A primeira ignição do estágio Fregat teve lugar às 2139:48UTC (T+9m48,51s) terminando às 2140:09UTC (T+10m 9s). Ambos os veículos permaneceram nesta órbita preliminar até às 2240:24UTC (T+1h 10m 24,89s), com os motores vernier do Fregat a serem



accionados às 2239:29UTC (T+1h 9m 29,89s). O final da segunda queima do Fregat teve lugar às 2251:23UTC (T+1h 21m 23,76s) atingindo-se assim uma órbita intermédia. O conjunto permaneceria nesta órbita aproximadamente 5 horas. Às 0403:34UTC do dia 28 de Dezembro (T+6h 33m 34,37s) os motores vernier eram accionados e às 0404:29UTC (T+6h 34m 29,37s) o Fregat iniciava a sua terceira ignição que colocaria o conjunto numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Esta terceira queima terminaria às 0404:46UTC (T+6h 36m 46,73s).

A separação do AMOS-2 teve lugar às 0416:46UTC (T+6h 46m 46,86s). Posteriormente às 0446:47UTC (T+7h 16m 47s) os motores vernier do Fregat eram accionados para preparar a queima final do estágio que o afastaria do AMOS-2. Esta queima teve lugar às 0447:02UTC (T+7h 17m 2,65s).

Após atingir a órbita terrestre o satélite AMOS-2 recebeu a Designação Internacional 2003-059A e o número de catálogo orbital 28132. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

Nos dias seguintes o satélite AMOS-2 executou várias manobras orbitais de forma a elevar os seus parâmetros orbitais. No quadro seguinte estão assinalados os parâmetros orbitais entre os dias 29 de Dezembro de 2003 (0950:24UTC) e 15 de Janeiro de 2004 (0014:24UTC)³¹.

Data (Hora UTC)	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação Orbital (°)	Período Orbital (min.)
29 / Dez. / 03 (0950:24)	35.779	4.410	23,58	714,42
05 / Jan. / 04 (2316:48)	35.832	34.440	0,29	1.402,99
14 / Jan. / 04 (1648:00)	35.791	35.769	0,08	1.435,77
15 / Jan. / 04 (0014:24)	35.799	35.774	0,07	1.436,09

³¹ Dados fornecidos por Antonín Vitek (<http://www.lib.cas.cz/www/space.40/2003/059A.HTM>).

28 de Dezembro – 8K82K Proton-K DM-2M (410-04 / 13L)

Ekspress AM-22

O segundo lançamento de um foguetão 8K82K Proton-K em Dezembro de 2003 teve lugar no dia 28, colocando em órbita um satélite de comunicações. Desta vez o estágio superior utilizado foi o Block DM-2M.

Lançamento orbital n.º 4.308
Lançamento Rússia n.º 2.712 (62,953%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.127 (26,161%)

Ekspress A, comunicações globais no território russo

Os satélites Ekspress A são fabricados pela NPO PM Reshetnev e têm como função providenciar serviços de retransmissão de sinal de televisão; serviços de comunicações de telefónicas, telegráficas e serviços de dados no sistema UACS (*Uniform Automatic Communication System*); providenciar serviços de comunicações de telefónicas, telegráficas e serviços de dados para diferentes departamentos da Federação Russa e transmissão de dados informáticos entre centrais computadorizadas.

De forma geral os satélites Ekspress são muito semelhantes aos satélites de comunicações Gals, sendo ambos baseados no mesmo modelo. A série Ekspress deverá substituir a série de satélites Gorizont, sendo somente utilizados para serviços domésticos e para suportar os serviços de comunicações Intersputnik.



O satélite Ekspress AM-22 (na imagem ao lado durante a fase de preparação em Baikonur) é o primeiro de uma série de cinco veículos que estão a ser construídos nas instalações do Centro de Produção e de Mecânica Aplicada Mikhail Reshetnev, em Zheleznogorsk – Krasnoyarsk, juntamente com a *Alcatel Space*. O Ekspress AM-22 deverá permanecer em serviço na órbita terrestre por 12 anos, fornecendo serviços de alta qualidade de transmissão de televisão e rádio, além de comunicações de telefone e transmissão de dados em formato digital, providenciando acesso à Internet. Os seus 24 repetidores activos e 8 repetidores de reserva serão operados pela Kosmicheskaya Svyaz.

O satélite possui duas antenas fixas e duas antenas móveis de alto ganho, tendo um peso de 2.542 kg no lançamento (dos quais 596 kg são da carga de comunicações).

O foguetão 8K82K Proton-K DM-2M

(Para saber mais sobre o lançador 8K82K Proton-K, ver “O lançador 8K82K Proton-K Briz-M”).

Utilizando o estágio Block DM-2M (11S861-01), ou outros estágios superiores, o lançador Proton-K 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 quarto estágio utilizado nesta missão, o 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.

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
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-A1R
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
24-Nov-03	2003-053	407-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Yamal-201; Yamal-202
28-Dez-03	2003-060	410-04	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Ekspress AM-22

Lançamento do Ekspress AM-22

Na última semana de Novembro de 2003 o satélite Ekspress AM-22 foi submetido a uma série de testes antes de se iniciar a sua preparação final para a integração com o estágio Block DM-2M. Estes testes tiveram como objectivo estudar a compatibilidade electromagnética dos sistemas do satélite em condições semelhantes à que o veículo encontraria em órbita terrestre. Estes testes são levados a cabo no interior de uma sala isolada de todos os campos magnéticos criados por fontes tais como as linhas de transporte de energia. Estes testes foram levados a cabo com a participação de técnicos da companhia francesa *Alcatel Space* que possui cargas no satélite.

Em meados de Dezembro de 2003 procedeu-se à colocação do satélite no interior da ogiva de protecção do lançador sobre o estágio Block DM-2M, ao mesmo tempo que se procedia à verificação do funcionamento dos sistemas de bordo do veículo e respectiva instrumentação.

O lançamento do Ekspress AM-22 teve lugar às 2300:00UTC do dia 28 de Dezembro de 2003. O início da queima do segundo estágio teve lugar às 0202:01,770UTC (T+121,77 minutos), dando-se a separação entre o primeiro e o segundo estágio às 0202:06,20UTC (T+126,02 m). A ogiva de protecção do satélite separou-se às 0203:01,50UTC (T+181,05 m) e a ignição do terceiro estágio teve lugar às 0205:30,180UTC (T+330,18 m), com o final da ignição do segundo estágio a ter lugar às 0205:33,20UTC (T+333,02UTC) e a separação entre os estágios a dar-se às 0205:33,580UTC (T+333,58UTC). A ignição do estágio Block DM-2M teve lugar às 0205:39,180UTC (T+339,18 m).



O satélite foi colocado numa órbita inicial com um apogeu de 35.864 km de altitude, um perigeu de 242 km de altitude, uma inclinação orbital de 48,64° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 633,41 minutos. A sua órbita foi alterada com o auxílio do estágio Block DM-2M ficando com um apogeu de 35.876 km de altitude, um perigeu de 35.858 km de altitude, uma inclinação orbital de 0,02° e um período orbital de 1.440,20 minutos (a 31 de Dezembro de 2003). Estes valores foram posteriormente alterados para: apogeu – 35.885 km, perigeu – 35.869 km, inclinação orbital – 0,01°, período orbital – 1.440,72 minutos (4 de Janeiro de 2004). Após atingir a órbita terrestre o satélite Ekspress AM-22 recebeu a Designação Internacional 2003-060A e o número de catálogo orbital 28134. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

29 de Dezembro – CZ-2C ChangZheng-2C/CTS (CZ2C-22)

Tan Ce-1 'Double Star-1'

O último lançamento orbital de 2003 foi levado a cabo pela China que colocou em órbita o primeiro de dois satélites resultantes de um programa de cooperação com a agência espacial europeia ESA (*European Space Agency*). O segundo satélite deste programa será colocado em órbita no mês de Julho de 2004.

Lançamento orbital n.º 4.309
Lançamento China n.º 77 (1,787%)
Lançamento Xichang n.º 33 (0,766%)

O Projecto Double Star

O Projecto Double Star tem como objectivo seguir os passos do Programa Cluster da ESA ao estudar os efeitos do Sol na atmosfera e no ambiente terrestre. Ao levar a cabo estudos em conjunto com os satélites Cluster, os satélites Double Star irão aumentar os resultados científicos de ambas as missões.

Este projecto resulta da assinatura a 9 de Julho de 2001 de um acordo entre a ESA e a CNSA (*Chinese National Space Administration*). O acordo baseava-se na construção de dois satélites que transportariam oito instrumentos europeus, dos quais sete são iguais aos já transportados a bordo dos satélites Cluster. Outros oito instrumentos são fornecidos por institutos chineses.

A missão Double Star é a primeira missão lançada pela China que irá explorar a magnetosfera terrestre. Como o próprio nome do projecto implica, este é composto por dois satélites, sendo cada um desenhado, desenvolvido, lançado e operado pela CNSA. Um dos satélites será colocado numa órbita polar e o outro numa órbita equatorial. As órbitas deverão estar sincronizadas com as órbitas dos quatro satélites Cluster de modo que os seis satélites estejam a estudar a mesma região do espaço ao mesmo tempo. Esta configuração orbital permite aos cientistas obter dados simultaneamente acerca das alterações do campo magnético e das variações das populações de partículas eléctricas em distintas regiões da atmosfera.



O satélite equatorial (TC-1)³² irá permitir a investigação da gigantesca cauda electromagnética da Terra, uma região onde as partículas são aceleradas em direcção aos pólos terrestres por um processo denominado reconecção. Este satélite deverá operar durante 18 meses.

Por seu lado o satélite polar (TC-2) irá estar concentrado nos processos físicos que têm lugar sobre os pólos magnéticos da Terra e no desenvolvimento das auroras. Espera-se que o TC-2 opere por mais de um ano.

Os satélites Double Star

Cada satélite Double Star tem uma forma cilíndrica com uma altura de 1,40 metros e um diâmetro de 2,10 metros, sendo estabilizados no seu eixo longitudinal com uma velocidade de 15 rpm. O painel solar de cada veículo atinge uma altura de 0,74 metros. Cada veículo possui dois braços rígidos comum comprimento de 2,5 metros e duas antenas axiais de comunicações. Os dados enviados pelos satélites serão recebidos por uma estação terrestre em Villafranca, Espanha, e em Pequim e Xangai, China.

Os instrumentos transportados a bordo do TC-1 são:

- ASPOC (*Active Spacecraft Potential Control*) – este instrumento tem como objectivo neutralizar o satélite (como que o ligando à terra) ao prevenir um acumular de cargas eléctricas negativas. Isto é conseguido ao se emitir iões (partículas carregadas) do metal Índio para o espaço através de uma pequena agulha. Estes iões cancelam a carga eléctrica que o satélite adquire. A corrente iónica é ajustada utilizando medições levadas a cabo pelo PEACE que analise o potencial eléctrico do satélite.
- FGM (*Fluxgate Magnetometer*) – localizado num braço a 3,5 metros do corpo do satélite de forma a evitar interferências, este instrumento é composto por dois magnetómetros que medem os campos magnéticos ao longo do

³² Este satélite foi lançado a 29 de Dezembro de 2003.

caminho orbital. O FGM pode obter medições de alta resolução de até 67 amostras por segundo. O satélite equatorial também estará equipado com um FGM.

- PEACE (*Plasma Electron and Current Experiment*) – este instrumento analisa todos os electrões no plasma espacial que têm energias médias ou baixas, contando-os e medindo a sua direcção e velocidade. Este instrumento resultou da divisão de um instrumento suplente da missão Cluster.
- HIA (*Hot Ion Analyzer*) – analisa as funções de distribuição dos iões no plasma espacial próximo da Terra e no vento solar, durante cada rotação de quatro segundos do veículo. O HIA é um dos dois sensores que sobraram da missão Cluster.
- STAFF / DWP (*Spatio-Temporal Analysis of Field Fluctuations / Digital Wave Processor*) – este magnetómetro está localizado no extremo de um braço com um comprimento de 3,5 metros e irá analisar as ondas resultantes de variações rápidas nos campos magnéticos, particularmente em regiões onde as partículas carregadas do vento solar interagem com a magnetosfera. Os dados de baixas frequências são analisados no solo, enquanto que os componentes magnéticos das ondas de altas-frequências, são processados a bordo. Também possui um correlator de partículas que permite que as variações na população de electrões em torno do satélite sejam comparadas com as medições de ondas.
- HEED (*High Energy Electron Detector*) – Este instrumento é fornecido pela China.
- HEPD (*High Energy Proton Detector*) – Este instrumento é fornecido pela China.
- HID (*Heavy Ion Detector*) – Este instrumento é fornecido pela China.

A ciência por detrás dos satélites Double Star

A sub tempestade geomagnética é um processo pelo qual a energia é armazenada e libertada na magnetosfera resultando em sérios distúrbios no ambiente terrestre. Os dois satélites Double Star e os quatro satélites Cluster irão ajudar a localizar o ponto de partida da sub tempestade e o mecanismo responsável por ela.

Assim, as órbitas dos satélites Double Star foram desenhadas de forma a se obterem as melhores conjunções com os satélites Cluster nas regiões científicas chave.

Os objectivos científicos do programa são:

- Estudo da reconexão magnética na magnetopausa e na cauda magnética terrestre;
- Compreensão e localização do mecanismo de accionamento para as tempestades magnetosféricas e sub tempestades;
- Estudo dos processos físicos tais como a aceleração de partículas, difusão, injeção, e fluxo ascendente de iões durante as tempestades;
- Estudo das variações temporais das correntes de campos alinhados e o emparelhamento entre correntes de cauda e correntes de auroras.

O satélite equatorial deverá ser capaz de detectar os processos físicos das tempestades geoespaciais na magnetocauda junto à Terra e a transferência de energia entre o vento solar e a magnetosfera. Por seu lado, o satélite polar deverá ser capaz de detectar a transferência de energia do vento solar para a magnetosfera na zona diurna da magnetopausa. O satélite polar irá ainda detectar a transferência de energia do vento solar e da magnetocauda perto da Terra para a ionosfera polar e alta atmosfera, bem como detectar a transferência de partículas ionizadas da ionosfera para a magnetosfera.

Os dois satélites Double Star irão operar na região equatorial que é a principal região de ocorrência de tempestades magnetosféricas, sub tempestades e eventos de partículas que não são cobertos pelas actuais missões no âmbito do *International Solar-Terrestrial Programme*. A combinação de dois satélites forma uma constelação única e independente que pode explorar o mecanismo que origina as tempestades geoespaciais, bem como o seu processo de evolução. Os satélites Cluster e Double Star irão operar simultaneamente e formar pela primeira vez uma mini constelação com seis localizações na magnetosfera.

O foguetão lançador CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS

O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C é um veículo a propulsão líquida principalmente utilizado para colocar cargas em missões destinadas à órbita terrestre baixa. O CZ-2C é a versão mais frequentemente utilizada dos lançadores Chang Zheng. De forma a satisfazer as necessidades dos diferentes clientes, a Academia Chinesa de Veículos Lançadores (ACVL) desenvolveu um novo estágio superior, o SD, tem sido utilizado comercialmente desde o final dos anos 90 e que levou a cabo sete missões bem sucedidas para colocar em órbita satélites da rede Iridium.

O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C está disponível em duas versões:

- A versão básica: lançador CZ-2C a dois estágios para missões em órbitas baixas, inferiores a 500 km de altitude, e com uma capacidade de carga de 3.366 kg (altitude de 200 km, inclinação orbital de 63° em relação ao equador terrestre);
- A versão de três estágios: lançador CZ-2C/CTS para órbitas baixas ou órbitas sincronizadas com o Sol (polares) superiores a 500 km de altitude com uma capacidade de carga de 1.456 kg (altitude de 900 km, polar e sincronizada com o Sol).

O lançador CZ-2C proporciona interfaces mecânicos e eléctricos flexíveis e uma ogiva capaz de ser ajustada no seu comprimento consoante o comprimento do satélite a ser lançado. O ambiente a que o satélite é submetido no lançamento (vibrações, choque, pressão, acústica, aceleração e ambiente térmico), atinge os requisitos comuns no mercado do lançamento comercial de satélites.

O primeiro estágio, L-140, tem um comprimento de 25,72 metros, um diâmetro de 3,35 metros e um peso bruto de 153.000 kg, pesando 10.000 kg sem combustível. Desenvolve 336.00 kgf no vácuo, tendo um Ies de 291 s (Ies-nm de 261 s) e um Tq de 122 s. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N₂O₄/UDMH.

O segundo estágio, L-35, tem um comprimento de 7,757 metros, um diâmetro de 3,35 metros e um peso bruto de 39.000 kg, pesando 4.000 kg sem combustível. Desenvolve 77.700 kgf no vácuo, tendo um Ies de 295 s (Ies-nm de 270 s) e um Tq de 130 s. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N₂O₄/UDMH.

Por fim, o terceiro estágio, CTS, tem um comprimento de 1,5 metros e um diâmetro de 2,7 metros. Está equipado com um motor a combustível sólido que consome HTPB/Hidrazina.

Lançamento do Tan Ce-1

Em Abril de 2001 teve lugar o primeiro encontro entre cientistas chineses e europeus no âmbito do programa Double Star. Uma delegação de cientistas europeus viajou até Pequim onde se encontrou com a equipa chinesa responsável pelo projecto. Nesta reunião ficou decidido quais seriam as contribuições de ambas as partes. Após esta reunião a proposta para participar no projecto foi discutida na reunião do Comité do Programa Espacial da ESA que teve lugar em Maio de 2001.

A assinatura do acordo entre a China e a ESA teve lugar a 10 de Julho de 2001 na Sede da ESA em Paris. O acordo foi assinado pelo Director Geral da ESA, António Rodota, e pelo Administrador da CNSA, Luan Enjie. Este acordo foi classificado por Rodota como “um avanço significativo para a cooperação internacional na exploração e no uso pacífico do espaço exterior”. Ainda segundo Rodota este “foi um dos marcos mais importantes na colaboração científica desde que a ESA e a República Popular da China concordaram em trocar informações científicas à mais de 20 anos atrás”. Por seu lado Luan Enjie referiu que “o programa Double Star é somente o primeiro passo numa cooperação substancial entre a CNSA e a ESA”, referindo ainda que “a assinatura deste acordo assinala não só o caminho para uma cooperação recíproca, mas estabelece uma cooperação entre as duas agências”.

Entre 10 e 14 de Setembro de 2001 foi levada a cabo uma segunda visita por parte dos cientistas europeus a Pequim, onde foi dada a oportunidade às equipas que preparavam os instrumentos a serem colocados a bordo dos dois satélites, para renovar os contactos com os seus congéneres chineses. Durante esta visita foi também levada a cabo a primeira reunião do Comité Científico do Programa Double Star onde os cientistas europeus foram apresentados a muitos dos investigadores chineses que trabalham na missão. Muito do tempo foi dedicado à discussão técnica relativa aos interfaces entre os instrumentos europeus e os dois satélites chineses, chegando-se a um acordo que previa que os primeiros testes de interfaces teriam lugar em Abril de 2002. Para a realização destes testes ficou acordado que um simulador chinês seria transportado para a Europa, tendo como objectivo a verificação da compatibilidade entre os instrumentos e os satélites.

Nesta reunião foi também anunciado que o lançamento do primeiro satélite (satélite equatorial também designado DSP-1) a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang seria adiado para Junho de 2003 e que o segundo satélite (satélite polar também designado DSP-2) seria lançado desde Taiyuan em Dezembro do mesmo ano.

Os trabalhos de preparação dos instrumentos e dos satélites continuaram e em Setembro e Outubro de 2002 foram levados a cabo em Londres os testes de compatibilidade entre os instrumentos europeus, os instrumentos chineses e os dois satélites. Estes testes, que estavam anteriormente previstos para ter lugar em Abril de 2002, decorreram entre 16 de Setembro, com a chegada da delegação chinesa a Londres, até 13 de Outubro. Os 37 cientistas chineses pertencentes à Academia de Ciências Chinesa (ACC) que viajaram até Londres permaneceram no *Imperial College London* onde levaram a cabo a pré-integração dos instrumentos da ESA a serem colocados a bordo dos Double Star. De forma resumida os sistemas dos satélites chineses foram ligados aos instrumentos europeus, com um computador a simular as condições espaciais e levar a cabo testes nos sistemas de dados e de fornecimento de energia.

Após os testes realizados em Inglaterra continuaram os trabalhos de preparação e integração dos satélites com os instrumentos europeus. Durante o Verão de 2003 o primeiro satélite Double Star foi submetido a testes ambientais e em Outubro foram realizados testes magnéticos que obtiveram bons resultados. Estes testes foram também realizados sobre os instrumentos europeus e chineses. Entre 13 e 15 de Novembro foi levada a cabo uma reunião entre a CNSA e a ESA na qual foram revistos vários aspectos da missão, entre os quais o lançador, satélite, carga e equipamento no solo.

No dia 20 de Novembro o foguetão lançador CZ-2C Chang Zheng-2C foi transportado para a plataforma de lançamento em Xichang e a campanha de lançamento teve lugar a 26 de Novembro. De seguida procedeu-se à colocação de uma multi-camada isoladora sobre o lançador e à realização de testes funcionais, procedendo-se ainda à colocação de antenas. Na fase final da campanha de lançamento procedeu-se ao abastecimento do satélite Tan Ce-1 com hidrazina necessária para as manobras de manutenção de atitude em órbita terrestre.

O lançamento, que estava previsto para ter lugar a 27 de Dezembro, foi adiado na terceira semana deste mês quando durante uma inspecção a um mecanismo de separação de um do estágio de combustível sólido, foi descoberta uma pequena anomalia. Este mecanismo teve de ser substituído o que implicou o adiamento do lançamento.

No dia 23 de Dezembro procedeu-se à acoplagem do estágio CSM sobre o segundo estágio do lançador, sendo de seguida colocada a ogiva de protecção no dia 24 de Dezembro. Na tarde deste dia foi levado a cabo um teste de simulação de voo com toda a carga científica a bordo. O lançamento foi então agendado para as 1906UTC do dia 29 de Dezembro.



O 33º lançamento consecutivo com sucesso de um foguetão Chang Zheng³³ teve lugar às 1906:18UTC do dia 29 de Dezembro de 2003, quando um CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS colocou em órbita o satélite Tan Ce-1 (探測), com um peso de 350 kg. O satélite foi colocado numa órbita inicial com um apogeu a 78.051 km de altitude, um perigeu a 555 km de altitude, com uma inclinação orbital de 28,5° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 1.619,44 minutos. No dia 7 de Janeiro o Tan Ce-1 encontrava-se numa órbita com um apogeu a 78.953 km de altitude, um perigeu a 558 km de altitude, com uma inclinação orbital de 28,27° e um período orbital de 1.643,57 minutos.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Tan Ce-1 recebeu a Designação Internacional 2003-061A e o número de catálogo orbital 28140. Para as

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

O satélite Tan Ce-2 deverá ser colocado numa órbita polar com um apogeu de 39.000 km de altitude, um perigeu de 700 km de altitude e uma inclinação orbital de 90° em relação ao equador terrestre.



³³ Este foi o 75º lançamento de um foguetão Chang Zheng. Em português “Chang Zheng” significa “Longa Marcha”.

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Setembro, Outubro e Novembro de 2003. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), o perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (°) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *Orbital Information Group* (OIG) da *National Aeronautics and Space Administration*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
03 Novembro	0720	2003-051A	28078	Jianbing-4	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	Jiuquan	3.000
							165 / 141 / 63,0 / 87,6
14 Novembro	1601	2003-052A	28082	Zhongxing-20	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-8)	Xichang	2.300
							35797 / 35777 / 0,2 / 1436,1
24 Novembro	0622	2003-053A	28089	Yamal-201	8K82K Proton-K DM-2M (407-02 / 12L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	1.360
							36160 / 35400 / 0,1 / 1435,8
		2003-053F	28094	Yamal-202			1.320
							36028 / 35359 / 0,1 / 1431,4
29 Novembro	0433	2003-F002	-	IGS-2a	H-2A/2024 (6F)	Tanegashima, Yoshinubo	850
							(Não existem dados orbitais)
		2003-F002	-	IGS-2b			1.200
							(Não existem dados orbitais)
02 Dezembro	1004	2003-054A	28095	USA-173 Libra	Atlas-2AS (AC-164)	Vandenberg AFB, SLC-3E	?????
							(Dados não disponíveis)
		2003-054C	28097	USA-173 Sub-satélite			
							(Dados não disponíveis)
05 Dezembro	0600	2003-055A	28098	Gruzomaket 'Kondor-E'	15A35 Strela	GIK-5 Baikonur, LC132	800
							459 / 455 / 67,1 / 93,7
10 Dezembro	1742:12	2003-056A	28112	Cosmos 2402	8K82K Proton-K Briz-M (410-03/88506)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	1.412
							19248 / 19012 / 65,1 / 675,7
		2003-056B	28113	Cosmos 2403			1.412
							19101 / 18964 / 65,1 / 671,9
		2003-056C	28114	Cosmos 2404			1.480
							19194 / 19025 / 65,1 / 674,9
18 Dezembro	0230	2003-057A	28117	UFO-11 (USA-174)	Atlas-3B (AC-203)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B	3.020
							35793 / 35785 / 5,0 / 1436,2
21 Dezembro		2003-058A	28129	Navstar-53 (USA-175)	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A	2.032
							20327 / 20035 / 55,1 / 717,9
27 Dezembro		2003-059A	28132	AMOS-2	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (ST-12)	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)	1.400
							35791 / 35769 / 0,1 / 1435,8
28 Dezembro		2003-060A	28134	Ekspress AM-22	8K82K Proton-K DM-2M (410-04/13L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	2.600
							35884 / 35870 / 0,0 / 1440,7
29 Dezembro		2003-061A	28140	Tan Ce-1 (Double Star-1)	CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS (CZ2C-22)	Xichang SLC	330
							78954 / 556 / 28,3 / 1643,6

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Local
02 Dezembro	2003-054B	28096 Centaur AC-164	Atlas-2AS (AC-164)	Vandenberg AFB, SLC-3E
05 Dezembro	2003-055B	28099 Último estágio Strela	15A35 Strela	GIK-5 Baikonur, LC132
12 Agosto	2003-035H	28100 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035J	28101 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035K	28102 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035L	28103 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035M	28104 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035N	28105 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035P	28106 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035Q	28107 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035R	28108 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035S	28109 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035T	28110 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035U	28111 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dezembro	2003-056D	28115 Briz-M (88506) 8K82K	Proton-K Briz-M (410-03/88506)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
10 Dezembro	2003-056E	28115 Briz-M (88506) Tanque	8K82K Proton-K Briz-M (410-03/88506)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
18 Dezembro	2003-057B	28118 Centaur AC-203	Atlas-3B (AC-203)	Cabo Canaveral, SLC-36B
24 Novembro	2003-053G	28119 Block DM-2M (12L)	8K82K Proton-K DM-2M (407-02/12L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
12 Agosto	2003-035V	28120 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035W	28121 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035X	28122 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035Y	28123 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035Z	28124 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035AA	28125 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035AB	28126 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035AC	28127 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035AD	28128 (Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
21 Dezembro	2003-058B	28130 Delta-K (D302)	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Cabo Canaveral, SLC-17A
21 Dezembro	2003-058C	28131 PAM-D (D302)	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Cabo Canaveral, SLC-17A
27 Dezembro	2003-059B	28133 Fregat (ST-12)	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (ST-12)	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
28 Dezembro	2003-060C	28136 8K82K Plataforma	8K82K Proton-K DM-2M (13L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
28 Dezembro	2003-060B	28135 Block DM-2M (12L)	8K82K Proton-K DM-2M (13L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
01 Outubro	2003-044B	27954 Block DM-SL	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey
29 Janeiro	2003-005F	27955 (Destroço)	Delta-2 7925-9.5 (D295)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B
27 Junho	1978-064N	27956 (Destroço) Seasat-1	Atlas-F (23F)	Vandenberg AFB, SLC-3W
16 Setembro	1987-079AW	27957 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1988-085CL	28038 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39

15 Janeiro	1991-003M	28039	(Destroço)	Ariane-44L (V41)	CSG Kourou, ELA-2
02 Março	1991-015P	28040	(Destroço)	Ariane-44L (V42)	CSG Kourou, ELA-2
29 Outubro	1991-075L	28041	(Destroço)	Ariane-44L (V47)	CSG Kourou, ELA-2
25 Dezembro	1992-093JP	28042	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45/1
15 Outubro	2003-045B	28044	L-90	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045C	28045	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045G	28049	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
17 Outubro	2003-046B	28051	PSLV-4	PSLV-C5	Satish Dhawan SC-SHAR, Sriharikota Isl.
18 Outubro	2003-047B	28053	Soyuz ST-2	11A511U-FG Soyuz-FG (D15000-037)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
18 Outubro	2003-048B	28055	(Destroço) USA-172	Titan 23G/Star-37XFP (G-9 "Cindy Marie")	Vandenberg AFB, SLC-4W
18 Outubro	2003-048C	28056	(Destroço) USA-172	Titan 23G/Star-37XFP (G-9 "Cindy Marie")	Vandenberg AFB, SLC-4W
21 Outubro	2003-049C	28059	3º estágio	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	Taiyuan
30 Outubro	2003-050B	28061	Briz-KM	15A30 Rokot Briz-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
28 Novembro	1995-064D	28062	(Destroço) Asiasat-2	Chang Zheng-2E (CZ2E-6)	Xichang, LC2
28 Novembro	1995-064E	28063	(Destroço) Asiasat-2	Chang Zheng-2E (CZ2E-6)	Xichang, LC2
01 Dezembro	1990-105AF	28064	(Destroço) DMSP 5D-2 F10	Atlas-E (61E)	Vandenberg AFB, SLC3W
17 Julho	1991-050H	28065	(Destroço) SARA	Ariane-40 (V44)	CSG Kourou, ELA-2
21 Abril	1995-021C	28066	(Destroço) ERS-2	Ariane-40+ (V72)	CSG Kourou, ELA-2
14 Outubro	1999-057MX	28067	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057NF	28075	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Estas informações são gentilmente cedidas pelo OIG da NASA, Alan Pickup e Harro Zimmer.

Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento
06 Dez.	Ree.	1988-085CG	28034	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
07 Dez.	Ree.	1988-085CJ	28036	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
09 Dez.	Ree.	2003-035A	27856	Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	1993-011B	22522	M-3A (M-3S2-7)	Mu-3S-II	20 Fevereiro	Kagoshima SC, M
10 Dez.	Ree.	2003-005F	27955	(Destroço)	Delta-2 7925-9,5 (D295)	29 Janeiro	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B
13 Dez.	Ree.	1998-012A	25233	SNOE	Pegasus-XL (F20)	26 Fevereiro	Vandenberg AFB, RW30 PAWA
09 Dez.	Ree.	2003-035K	28102	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
09 Dez.	Ree.	2003-035L	28103	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
09 Dez.	Ree.	2003-035P	28106	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
09 Dez.	Ree.	2003-035U	28111	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035H	28100	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035J	28101	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035M	28104	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035R	28108	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035T	28110	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035V	28120	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035W	28121	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035X	28122	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035Y	28123	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035Z	28124	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035AA	28125	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035AB	28126	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035AC	28127	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
10 Dez.	Ree.	2003-035AD	28128	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
11 Dez.	Ree.	2003-035N	28105	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Dez.	Ree.	2003-035Q	28107	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Dez.	Ree.	2003-035S	28109	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
18 Dez.	Ree.	2001-049BL	27116	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
18 Dez.	Reg.	2003-051A	28078	Jianbing-4 FSW-3 (1)	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	03 Novembro	Jiuquan, LA2
19 Dez.	Ree.	2003-001B	27641	Último estágio Titan-23G (G-4)	Titan-23G (G-4)	06 Janeiro	Vandenberg AFB, SLC-4W
21 Dez.	Ree.	2001-049KC	27306	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
29 Dez.	Ree.	1981-053LG	17634	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	04 Junho	NIIP-53 Plesetsk
30 Dez.	Ree.	2003-060C	28136	8K82K Plataforma	8K82K Proton-K DM-2M (13L)	28 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
30 Dez.	Ree.	1988-085X	27977	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
31 Dez.	Ree.	2003-060B	28135	Block DM-2M (12L)	8K82K Proton-K DM-2M (13L)	28 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Fevereiro

Data	Lançador	Carga	Local
05 de Fevereiro*	Atlas-2AS (AC-165)	AMC-10	C.C.A.F.S., SLC-36A
14 de Fevereiro	Titan-402B/IUS-10 (B-39)	DSP-22	C.C.A.F.S., SLC-40
17 de Fevereiro	11K77 Zenit-2	11F644 Tselina-2	GIK-5 Baikonur, LC45
18 de Fevereiro	8L78M Molniya-M 2BL	US-KS Oko	GIK-1 Plesetsk
26 de Fevereiro	Ariane-5G+ (V158)	Rosetta Philae	CSG Kourou, ELA-3

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

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

19 de Abril de 2004	Soyuz TMA-4 / ISS-8S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Padalka (2), Fincke (1), Kuipers (1) / Chiao; Sharipov			
12 de Setembro 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)			
28 de Outubro de 2004	Soyuz TMA-5 / ISS-9S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Chiao (4); Sharipov (4) / McArthur; Tokarev			
15 de Novembro de 2004	STS-121 / ?????	OV-?????	KSC, LC-39
Lindsey (4); Kelly M. (2); Noriega (3); Fossum (1); ?????; ?????; ?????			
7 de Maio de 2005	Soyuz TMA-6 / ISS-10S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; ?????			
????? 2005	Shenzhou-6	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6), Jiuquan	
?????, ?????			
????? 2005	STS-115 / ISS-12A P3/P4	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)			
????? 2005	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5	OV-103 Discovery (31)	KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; ?????; ?????			
15 de Novembro de 2005	Soyuz TMA-7 / ISS-11S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; ?????			
????? 2005	STS-117 / ISS-13A	OV-104 Atlantis (29)	KSC, LC-39
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)			

Quadro de Lançamentos Suborbitais

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

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

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

Data	Hora	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
10 Set	1131	S010	GT-181GM	Minutman-3	Vandenberg AFB, LF-10
15 Out	1003	S011	???	RSM-54	(Submarino) Mar de Barents
11 Dez		S012	???	RSM-52M (R-39UTTKh Grom)	KT-208 Dmitry Donsky, Mar Branco

11 de Dezembro – RSM-52M (R-39UTTKh Grom)

No dia 11 de Dezembro de 2003 a Rússia levou a cabo o teste de um míssil RSM-52M a partir do submarino KT-208 Dmitry Donsky que na altura navegava no Mar Branco.

O RSM-52M é também conhecido pelas designações SS-NX-28, 3M81, (GURVO), R-39UTTKh (designação de serviço militar) e D-31 Bark (designação de sistema militar). Basicamente é um modelo do míssil balístico R-39M (RSM-52V; SS-N-20; D-19UTH Grom; 3M91).

Este é um míssil balístico de três estágios a propolente líquido construído pelo OKB Makeyev.

Quadro dos próximos Lançamentos Suborbitais

Data	Lançador	Local	Carga
21 de Fevereiro	HXLV	Vandenberg AFB	X-43A-2 (Hyper X)
?? de Fevereiro	Minutman-3 (GT-184GM)	Vandenberg AFB, LF09	Ogivas Simuladas
?? de Março	Minutman-2 (OSP/TLV-6)	Vandenberg AFB	IFT-14
?? de Março	MX Peacekeeper (GT-33PA)	Vandenberg AFB	Ogivas Simuladas
?? de Março	Minutman-2 (OSP/TLV-7)	Kodiak	IFT-15
?? de Março	GMD/BV-Plus (BVT-6?)	Vandenberg AFB	EKV

Cronologia Astronáutica (XII)

Por Manuel Montes



-1870: Júlio Verne (ao lado) edita a segunda parte da sua "Da Terra à Lua". "Em torno da Lua" aprofunda em algumas questões mas continua a proibir aos astronautas por os pés sobre o nosso satélite. O efeito de perturbação de um asteróide desvia a nave, que somente pode sobrevoar a Lua, rodeá-la e depois regressar à Terra. É provável que Verne tentara evitar ter que descrever como sobreviveriam e regressariam os astronautas em caso de uma alunagem, perante a cada vez mais clara impressão de que se trata de um mundo desolado e desabitado.

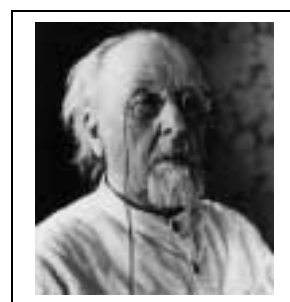
-1870: Ivanin, um general de artilharia russo, avança a ideia de um foguete equipado com asas para prolongar o seu alcance.

-1871: Correm notícias de uma tentativa de lançamento de um foguete com um tripulante aparentemente ávido da fama, um filósofo de Delaware. A notícia, que surge no *Graphic* de Londres, indica que o foguete descolou a grande velocidade, mas que a certa

altura, o veículo e o pára-quedas caíram novamente para o solo, despenhando-se e provocando uma explosão. O tripulante foi descoberto queimado a curta distância do seu laboratório.

-1872: A "*Pirotecnia Militar*", uma empresa de Sevilha, instala nova maquinaria para produzir foguetes de pólvora mais poderosos do que os existentes. Salvador Castro, um tenente-coronel de artilharia, chega a encontrar-se com o general Konstantinoff, responsável do sistema de produção de foguetes russos.

-Setembro de 1872: O espanhol Federico Gómez Arias, director da *Escuela Náutica de Barcelona*, interessa-se pela aplicação de um sistema de propulsão a reacção em máquinas voadoras. O seu texto, "*Memorias sobre propulsión aerodinámica*", não se ocupa da viagem espacial mas é muito importante já que calcula as características de um avião impulsionado por um motor foguete muito antes de grandes pioneiros como Kibalchich. Também propõe o uso de certos propelentes, adiantando-se a Tsiolkovsky, e a utilização de um sistema de bombagem idêntico ao de Ganswindt. Gómez desenha uma aeronave equipada com um motor foguete para descolagens e aterragens verticais, e inclusive um traje estratosférico para o piloto.



-1873: Tsiolkovsky começa a especular em Moscovo sobre a possibilidade de alcançar as suas famosas velocidades cósmicas (de escape) mediante o uso de gigantescas centrifugadoras.

-1874: A novela de Andrew Blair "*Annals of the Twenty-Ninth Century*" leva-nos a um problema que agora nos parece mais sério e real. Uma viagem à Lua vê-se dificultada pela presença de demasiados satélites artificiais em torno da Terra (!).

-1877: Cailletet e Pictet conseguem de forma independente liquefazer o oxigénio. Em 1884, Wroblewski e Olszewski, e em 1895, Dewar, farão o mesmo com o hidrogénio, abrindo as portas à sua armazenagem e uso a bordo de naves espaciais.

-1879: Júlio Verne publica "*Les cinq cents millions de la Begum*". Na novela sugere a colocação em órbita de satélites artificiais, utilizando novamente grandes canhões.

-1880: Surge a novela de Percy Greg intitulada "*Across the Zodiac*". O mais interessante é que a nave espacial protagonista se chama Astronaut, a primeira vez que tal palavra aparece impressa. Greg não a utiliza no sentido literal actual senão que simplesmente modifica o nome clássico "argonauta". A Astronaut viajará a Marte utilizando um hipotético conceito de anti-gravidade.

-Julho de 1880: S.S. Nezhdanovski sugere a aplicação da propulsão a reacção num aeroplano. O combustível / explosivo seria colocado numa espécie de cartucho, com uma autonomia de uns cinco minutos. Os gases da combustão sairiam por um sistema de ejeção especial. O mesmo autor, entre 1882 e 1884, mencionará misturas de líquidos para conseguir propelentes (por exemplo, querosene e ácido nítrico).

-1881: Depois do atentado contra o Czar Alexandre II, que morre assassinado em São Petersburgo a 1 de Março, os membros da sociedade secreta Narodnaia Volya são encarcerados a 17 de Março e condenados à morte. O fabricante da bomba utilizada é Nikolai Ivanovich Kibalchich, que, durante a sua breve estância na prisão tem tempo de fazer uma contribuição póstuma à história da astronáutica, apesar do seu manuscrito não ser tornado público até 1918, sem que possa influenciar os pioneiros como Tsiolkovsky. Kibalchich, de facto, escreve uma proposta de um aparelho equipado para um voo a reacção. Consiste numa plataforma quadrangular tripulada na qual se coloca no centro uma estrutura de suporte unida a um cilindro. Este seria a câmara de combustão para os cartuchos de pólvora que seriam introduzidos continuamente no seu interior. O cilindro, aberto por baixo (tubeira), deixaria escapar os gases da combustão, propulsando o veículo (a plataforma possui um orifício no seu centro para deixar também passar os gases). Por outro lado, o cilindro estaria preso a um eixo giratório, de maneira a que a sua manipulação permitiria guiar a direcção da nave. Kibalchich será executado a 3 de Abril de 1881.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer 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 Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, *Universo* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito “*Noticias del Espacio*”, distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins “*Noticias de la Ciencia y la Tecnología*” e “*NC&T Plus*”, participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web “*Terra*”.

Explicação dos Termos Técnicos

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

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

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

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

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

Combustíveis e Oxidantes

N₂O₄ – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N₂O₄ consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N₂O₄ contém menos de 0,1% de água. O N₂O₄ tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N₂O₄ 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/c³, sendo o seu ponto de congelação a -11,0°C e o seu ponto de ebulição a 21,0°C.

UDMH ((CH₃)₂NNH₂) – 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/cm³, 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 aos 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/c³, sendo o seu ponto de congelação a -219,0°C e o seu ponto de ebulição a -183,0°C.

LH₂ – Hidrogénio Líquido; O LH₂ é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH₂ é transparente e sem odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH₂ é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante.

O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de $0,07 \text{ g/cm}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-259,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $-253,0^\circ\text{C}$.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 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.