

Em Órbita

Vol. 4 - N.º 47 - Outubro de 2004



*Shavit-1 * 'Ofeq-6*
*CZ-4B Chang Zheng-4B * SJ-4A; SJ-6B*
*GSLV (F01) * Edusat*
*Kosmos-3M * Cosmos 2408, Cosmos 2409*
*Soyuz-U * Cosmos 2410*
*CZ-2D Chang Zheng-2D/2 * FSW-3 (3)*

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

Índice

Imagem do mês	2
Obituário – Leroy Gordon Cooper, Jr.	X
Voo espacial tripulado	
Estatísticas	3
Actividades Extraveiculares da Expedição 9	X
Emblemas espaciais – Apollo-1	4
Lançamentos orbitais – Setembro de 2004	5
Shavit-1 – Ofeq-6	6
CZ-4B Chang Zheng-4B – SJ-6A; SJ-6B	9
GSLV (F01) – Edusat	16
11K65M Kosmos-3M – Cosmos 2408; Cosmos 2409	X
11A511U Soyuz-U – Cosmos 2410	X
CZ-2D Chang Zheng-2D/2 – FSW-3 (3)	X
Quadro de lançamentos recentes	22
Outros objectos catalogados	23
Regressos / Reentradas	26
Lançamentos previstos para Novembro de 2004	27
Próximos lançamentos tripulados	27
Próximos lançamentos suborbitais	29
Cronologia da Astronáutica (XIX)	29
Explicação dos termos técnicos	31

No próximo Em Órbita

- Lançamentos orbitais em Outubro de 2004.
- A última crónica espaciais de Don Pettit.
- Os voos milionários da SpaceShipOne.
- O regresso da Genesis

Editorial

O mês de Outubro de 2004 fica marcado pelo que muitos chamam de ‘advento do turismo espacial’. No entanto convém não esquecer que os dois voos da SpaceShipOne tiveram como objectivo ganhar o *Ansari X-Prize*, um prémio destinado a estimular as viagens espaciais por parte das empresas privadas.

Tendo demonstrado que o acesso ao espaço pode ser obtido com um orçamento de várias ordens de grandeza inferior aos das grandes agências espaciais, o veículo da *Scaled Composites* não passa de um veículo de ensaio e deve ser visto como tal. Pessoalmente não espero mais voos da SpaceShipOne, e o próprio criador, Burt Rutan, afirmou já a sua intenção de reformar o veículo logo após a conquista dos 10 milhões de dólares.

O turismo espacial começou com os voos de Denis Tito e Mark Shttleworth. Outros seguiram na intenção, mas não atingiram a órbita terrestre.

Será necessário tornar mais madura a tecnologia e aguardar possivelmente pela SpaceShipTwo para observarmos mais do que uma pessoa a bordo de um veículo daquele tipo.

No próximo Em Órbita estará disponível um artigo sobre os dois voos que conquistaram o *Ansari X-Prize*.

O artigo relacionado com a estação espacial Salyut-7 irá surgir no número especial de Natal 2004.

Rui C. Barbosa
Braga, 5 de Outubro 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://www.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

Na Capa: O foguetão israelita Shavit-1 foi lançado a 6 de Setembro na tentativa de colocar em órbita o satélite espião ‘Ofeq-6. Na escalada do conflito no Médio Oriente surgem as notícias do lançamento do primeiro satélite iraniano em 2005.

Imagem do mês



Os efeitos do furacão Frances no edifício VAB (*Vertical Assembly Building*) onde o vaivém espacial é acoplado ao gigantesco tanque exterior de combustível. Localizado no Kennedy Space Center, Florida, o VAB foi construído nos anos 60 e foi utilizado para a montagem dos foguetões lunares Saturno-V. Os fortes ventos do Frances fizeram com que algumas placas de protecção do edifício de soltassem, expondo o seu interior aos elementos. Imagem: NASA.

Obituário

Leroy Gordon Cooper

(N. 6 de Março de 1927 – F. 4 de Outubro de 2004)



Leroy Gordon Cooper fez parte do grupo original de astronautas do Projecto Mercury, tendo estabelecido o recorde de permanência em órbita dos Estados Unidos nos seus dois voos espaciais. Gordon Cooper foi o tripulante da missão MA-9 Mercury-Atlas 9, o último voo do Projecto Mercury, lançado a 15 de Maio de 1963. Durante 34 horas e 20 minutos, Cooper orbitou a Terra na cápsula Fath-7, acumulando mais tempo no espaço do que todos os voos espaciais tripulados americanos que até aí se tinham levado a cabo. A principal função de Cooper neste voo foi gerir os seus consumíveis (água, electricidade e oxigénio) e relatar a sua condição física ao controlo terrestre. Cooper obteve também o recorde ao ser o primeiro astronauta americano a dormir em órbita.

Durante o seu voo Mercury, Cooper teve a oportunidade de relatar a observação de vários objectos no solo com muito detalhe, referindo ver o rasto de um barco num rio na Índia e casas nas planícies do Tibete, observações que muitos na altura se recusaram a acreditar.

A segunda missão espacial de ‘Gordo’ Cooper teve lugar a 21 de Agosto de 1965 a bordo da cápsula Gemini-5 juntamente com Charles ‘Pete’ Conrad. Esta missão teve como objectivo provar que os astronautas poderiam sobreviver no espaço durante oito dias, isto é o tempo que leva uma viagem de ida e volta à Lua. De forma a assinalar o objectivo da missão, Cooper desenhou a primeira insígnia de missão para um voo espacial. Esta prática viria posteriormente a ser comum a todos os voos espaciais americanos. A insígnia desenhada por Cooper para a Gemini-5 mostrava uma carroça ‘Conestoga’ na qual se pode ler a frase “*Eight Days or Bust*”. No que também se viria a tornar uma tradição da NASA, os seus dirigentes decidiram apagar a frase para prevenir a possibilidade da Gemini-5 não atingir os seus objectivos de voo. No entanto Cooper e Conrad mantiveram-se por oito dias em órbita, apesar de passarem por momentos de ansiedade devido a problemas com as células de combustível mas que acabaram por ser resolvidos. A Gemini-5 foi o primeiro veículo tripulado equipado com estas células de combustível que são geradores de energia eléctrica portáteis que possibilitam os voos espaciais de longa duração. Na Gemini-5 as células de combustível funcionaram de forma errática requerendo que os controladores de voo e os próprios astronautas as vigiassem durante toda a missão. De facto, Cooper e Conrad passaram os últimos dias do voo com a maioria dos instrumentos desactivados de forma a pouparem energia.

No dia 29 de Agosto de 1965, o último dia de voo da Gemini-5, os astronautas conversaram via rádio com o astronauta Malcom Scott Carpenter que se encontrava a bordo do laboratório Sealab II submerso nas águas do Oceano Pacífico ao largo da costa californiana. A Gemini-5 estabeleceu um recorde de permanência em órbita de 7d 22h 55m 14s mas que infelizmente só duraria por quatro meses.

Nascido a 6 de Março de 1927 em Shawnee, Oklaoma, Gordon Cooper era o mais novo dos sete magníficos do Programa Mercury. Cooper chegou a referir que planeava chegar à Lua e pensava em chegar a Marte. Em Julho de 1969 encontrava-se como o principal candidato ao comando da missão lunar Apollo-13 planeada para Abril de 1970. Porém, uma troca de designações fez com que Cooper fosse substituído pelo astronauta Alan Bartlett Shepard que havia encontrado na rotação de voo após uma ausência de 5 anos. Nessa altura o facto de Cooper se envolver em corridas de automóveis e de barcos trouxe-lhe alguns problemas com a direcção da NASA que o via como um rebelde. Provavelmente devido a estes factores Cooper viu-se renegado para trabalhos de assistência ao director das operações das equipas de voo Donald ‘Deke’ Slayton para o programa de aplicações pós-Apollo que posteriormente se viria a transformar no Programa Skylab. Cooper decidiu abandonar a NASA e a Força Aérea dos Estados Unidos a 1 de Julho de 1970 sem nunca chegar à Lua ou a Marte.



Cooper terminou a escola secundária em Murray, Kentucky, em 1945 e logo a seguir entrou para os Marines, chegando a membro da guarda de honra presidencial em Washington D.C.. Cooper também frequentou a Escola Preparatória da Academia Naval. Dispensado em 1946, ingressou na Universidade do Havai em Honolulu, mas saiu ao fim de três anos para se tornar num oficial do Exército. Rapidamente transferiu a sua comissão para a Força Aérea e finalizou o seu treino de voo em 1949. Durante os seguintes quatro anos Cooper voou com o 86º Grupo de Bombardeiros de Ataque em Munique, Alemanha. Regressou aos Estados Unidos em 1954 e ingressou no Instituto de Tecnologia da Força Aérea em 1956. Foi posteriormente designado para a Escola de Voos Experimentais da Força Aérea na Base Aérea de Edwards, Califórnia, sendo piloto de testes até ser seleccionado pela NASA em Abril de 1959.

Cooper foi o astronauta designado para comunicar com as cápsulas tripuladas em órbita (Capcom) nos voos de John Herschell Glenn e Malcom Scott Carpenter, sendo o suplente de Walter Marty Schirra. Para além das suas designações de voo, também serviu de suplente como Comandante da Gemini-12 em 1966 e da Apollo-10 em 1969.

Após sair da NASA formou a Gordon Cooper & Associates, Inc., uma empresa de consultadoria especializada em projectos de aviação e aeroespaciais, e em desenvolvimento de hotéis e comércio de terras. Foi membro dos quadros e consultor de um grande número de companhias nos campos aeroespaciais, electrónica e energia. Em 1975 foi o vice-presidente para a pesquisa e desenvolvimento das *Walt Disney Enterprises*. Foi também presidente do *Galaxy Group*, uma companhia que melhora os motores de pequenos aviões, baseada em Lancaster, Califórnia.

Lerou Gordon Cooper morreu aos 77 anos a 4 de Outubro de 2004, vítima de ataque cardíaco na sua residência.

A biografia oficial de Leroy Gordon Cooper está disponível em www.jsc.nasa.gov/Bios/htmlbios/cooper-lg.html.



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 das diferentes expedições na ISS. Os valores incluem os voos do X-15 e da SpaceShipOne. Estes dados estão já actualizados com os membros da Soyuz TMA-5.

Os 10 mais experientes

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	610d 03h 40m 59s
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 01h 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

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	437
Segundo a USAF	443
Cosmonautas e Astronautas em órbita	434

Número de cosmonautas e astronautas por país (segundo a definição da Federação Astronáutica Internacional)

URSS/Rússia	99	Cuba	1	México	1	Itália	4
EUA	275	Mongólia	1	Síria	1	Ucrânia	1
Checoslováquia	1	Roménia	1	Afeganistão	1	Espanha	1
Polónia	1	França	9	Japão	5	Eslováquia	1
Alemanha	10	Índia	1	Inglaterra	1	África do Sul	1
Bulgária	2	Canadá	8	Áustria	1	Israel	1
Hungria	1	Arábia Saudita	1	Bélgica	2	China	1
Vietname	1	Holanda	2	Suíça	1	TOTAL	437

Emblemas espaciais

Ao longo dos mais de 40 anos de história do voo espacial tripulado, todas as missões espaciais tiveram os seus emblemas que representavam os objectivos dessa missão. Nesta secção do Em Órbita vamos passar em revista todos os meses um pouco da História dos emblemas espaciais, desde as missões tripuladas até aos voos automáticos que permitiram ao ser humano descobrir os segredos dos Cosmos e abrir a auto-estrada que um dia nos levará às estrelas.

Apollo-1



A missão Apollo-1 desperta ainda hoje um sentimento de tristeza e saudade. Naqueles dias do programa espacial, todos sabiam que mais cedo ou mais tarde iria acontecer um acidente e que seriam perdidas as vidas de alguns astronautas. Porém, ninguém esperava que a morte fosse cruzar o caminho de três astronautas durante um ensaio de rotina numa plataforma do Centro Espacial Kennedy.

A tripulação da missão Apollo-1 era composta pelos astronautas Virgil Ivan 'Gus' Grissom, Edward Higgins White, Jr. e Roger B. Chaffee. Esta tripulação personificava o sonho americano e o melhor do corpo de astronautas dos Estados Unidos. Grissom era o veterano de dois voos espaciais e na altura dos poucos astronautas dos sete magníficos que ainda restavam no programa espacial. White era um verdadeiro herói americano que por pouco havia falhado a classificação para os Jogos Olímpicos, sendo também o primeiro americano a passear no espaço. Chaffee representava a nova geração de astronautas que deveria levar os Estados Unidos a uma presença habitual no espaço e na Lua.

Muitos ainda hoje discordam sobre a aprovação oficial ou não do emblema para este voo. Porém, a aprovação terá sido dada em meados de Junho de 1966. No entanto, em Janeiro de 1967, existiam algumas dúvidas relativamente à designação da própria missão, sendo esta oficialmente conhecida como Apollo-204. A 20 de Janeiro de 1967 o então Administrador da NASA, George Low, envia uma carta a Donald Slaton onde retira a aprovação que havia sido dada para a utilização do emblema. Assim, o desenho do emblema deveria ser revisto até que se chegasse a um consenso sobre a designação da missão.

Uma característica peculiar deste desenho é a utilização da bandeira dos Estados Unidos como bordo. No entanto não seria a primeira vez que a bandeira americana seria utilizada no emblema de um voo espacial pois a missão Gemini 4 já a havia utilizado. De salientar que a tripulação desta missão era composta por James McDivitt e Edward White.



A tripulação da missão Apollo-1. Da esquerda para a direita: Virgil Grissom, Edward White e Roger Chaffee. Nos seus fatos espaciais é visível o emblema da sua missão. Imagem: NASA.

As actividades extraveiculares da Expedição 9 – Parte 2

AEV-3 (3 de Agosto de 2004)

A terceira actividade extraveicular levada a cabo por Genaddy Padalka, Comandante da ISS, e por Michael Fincke, Engenheiro de Voo e Oficial de Ciência da ISS, teve lugar a 3 de Agosto de 2004. Esta AEV teve como objectivo a substituição de vários conjuntos de materiais que se encontravam em módulos de exposição no exterior da estação espacial



e de um monitor de contaminação de um motor de manobra, além de colocarem reflectores laser e equipamento de comunicações na zona posterior do módulo de serviço Zvezda necessário para a acoplagem do novo veículo de carga da Agência Espacial Europeia (ATV Jules Verne) que será lançado no início de 2005.

Os dois homens envergaram os fatos extraveiculares Orlan-M que já haviam sido testados numa outra saída para o exterior da estação espacial realizada em finais de Junho.

Esta saída para o espaço teve uma duração de 4h 30m, sendo a 5ª actividade extraveicular para Gennady Padalka e a 3ª para o astronauta Michael Fincke.

Os dois homens começaram a vestir os fatos extraveiculares às 0535UTC do dia 3 de Agosto e após terminarem esta tarefa

dirigiram-se para a escotilha de acesso ao interior da estação no módulo Pirs. De recordar que os fatos Orlan-M só podem ser utilizados a partir desta zona da estação espacial ISS. Pelas 0645UTC a pressão no interior do Pirs era de 15 mmHg, encontrando-se a decorrer a verificação da existência de fugas entre o Pirs e o resto da ISS. Estas verificações terminaram pelas 0651UTC e os dois homens iniciaram então a utilização da fonte de energia interna dos seus fatos.

A hora oficial do início desta actividade extraveicular foi às 0658UTC, quando se procedeu à abertura da escotilha exterior. De seguida os dois homens procederam à colocação de um anel de protecção em torno da escotilha e depois iniciaram o percurso para a zona posterior do módulo Zvezda, utilizando manetas de segurança para se moverem sobre a fuselagem da estação.

A fase inicial desta saída para o espaço decorreu sempre de forma adiantada em relação ao plano estabelecido, levando mesmo o Controlo da Missão russa a aconselhar os dois homens a descansarem por volta das 0818UTC. Entretanto por esta altura, Padalka e Fincke haviam já removido o primeiro dos seis reflectores que deveriam ser removidos e substituídos por quatro novos reflectores. Estes reflectores irão auxiliar o ATV (*Automated Transfer Vehicle*) a acoplar com a ISS. Nesta fase já havia sido substituído um monitor de contaminação Kromka que é utilizado para avaliar os efeitos da emissão de detritos pelos motores de manobra da estação orbital. Os dois homens substituíram também um módulo (denominado SKK) destinado a expor ao ambiente espacial vários materiais.

Pelas 0818UTC dava-se início à instalação das antenas de comunicação para auxiliar na futura acoplagem do veículo ATV. Este trabalho estaria terminado pelas 0840UTC e logo a seguir os dois homens iniciaram os trabalhos nos reflectores laser localizados na zona posterior do Zvezda. No total foram instaladas duas antenas e substituídas outras três por versões mais modernas do que as que haviam sido lançadas com o módulo Zvezda em 2000. Nesta área de trabalho foi também desconectada uma câmara que se havia avariado e que será substituída posteriormente noutra saída para o exterior da ISS.

Entre as 0911UTC e as 0918UTC existiu um período previsto e no qual não era possível comunicar com Padalka e Fincke. Logo após serem restabelecidas as comunicações, o controlo de voo pediu aos dois homens para se afastarem da zona posterior do Zvezda para que os motores fossem accionados. Nesta altura a estação espacial havia sido colocada em deriva livre devido ao efeito dos movimentos dos dois homens no exterior, tendo saído da sua atitude normal em órbita. Devido ao movimento dos dois homens os giroscópios americanos que controlam e mantêm a ISS numa determinada posição em órbita terrestre ficaram saturados devido às forças originadas. A ISS voltaria a assumir a sua atitude normal pelas 0936UTC. Entretanto, pelas 0925UTC a NASA havia enviado alguns comandos para a estação para activar um sistema de comunicações suplente em banda-S devido a uma avaria não determinada no momento no sistema primário. Posteriormente foi revelado que o sistema primário de comunicações havia sido inadvertidamente desligado durante as operações de poupança de energia na altura em que a estação se encontrava em deriva livre. O sistema primário de

comunicações seria reactivado às 0950UTC e o controlo de atitude foi de novo atribuído os giroscópios americanos. Com o controlo da missão a ser agora efectuado de novo pelo sistema de giroscópios, os dois homens puderam regressar à zona posterior do Zvezda continuando assim os trabalhos de instalação dos reflectores.

Após a instalação dos reflectores, seguiu-se a instalação do alvo vídeo 3D que será utilizado durante a aproximação do cargueiro ATV. Este trabalho decorreu entre as 1038UTC e as 1057UTC.

Pelas 1211UTC, Padalka e Fincke começaram o processo de regresso à escotilha do módulo Pirs, recolhendo o equipamento que havia sido utilizado nos trabalhos no exterior. Durante este processo verificaram os fatos extraveiculares que envergavam procurando resíduos de propolente. Os dois homens entraram no Pirs às 1219UTC e às 1229UTC encerraram a escotilha de acesso ao exterior, finalizando assim uma saída de 4h 30m.

AEV-4 (3 de Setembro de 2004)

A quarta e última actividade extraveicular levada a cabo por Padalka e Fincke teve lugar a 3 de Setembro de 2004. Esta AEV teve como objectivo a substituição de vários conjuntos de materiais que se encontravam em módulos de exposição no



exterior da estação espacial e de um monitor de contaminação de um motor de manobra, além de colocarem reflectores laser e equipamento de comunicações na zona posterior do módulo de serviço Zvezda necessário para a acoplagem do novo veículo de carga da Agência Espacial Europeia (ATV Jules Verne) que será lançado no início de 2005.

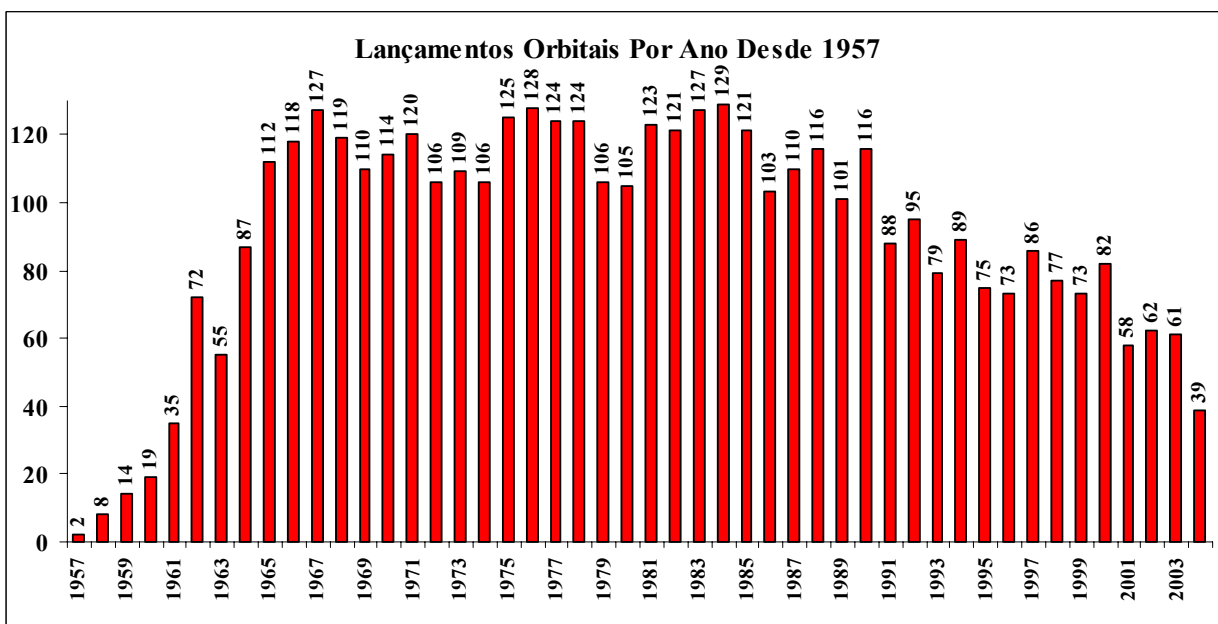
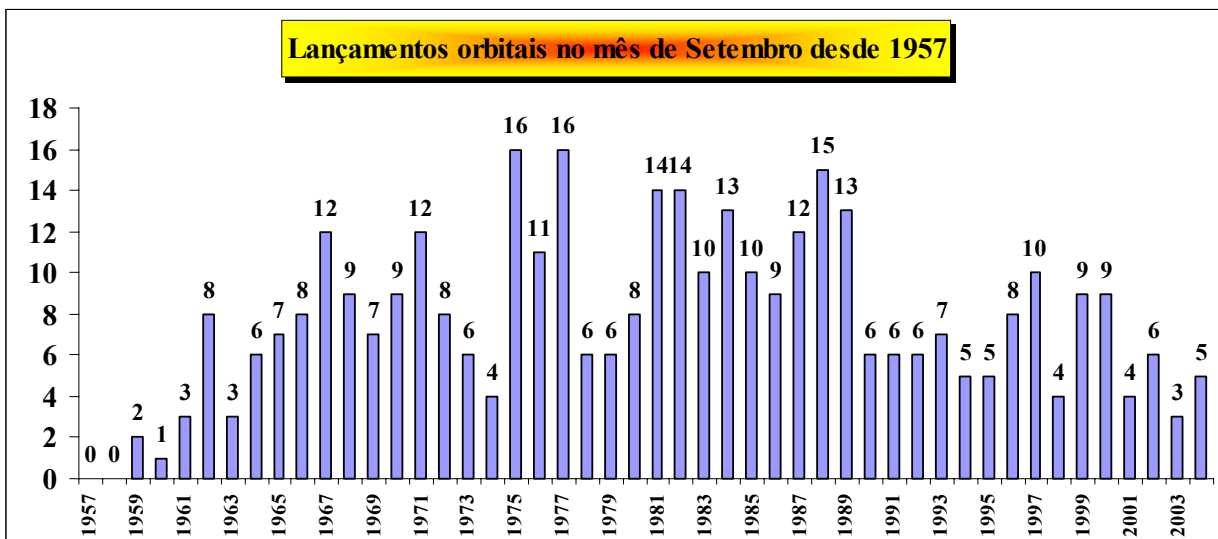
Os dois homens envergaram os fatos extraveiculares Orlan-M que já haviam sido testados numa outra saída para o exterior da estação espacial realizada em finais de Junho. Esta actividade extraveicular teve uma duração de 5h 21m.

A 3 de Setembro de 2004 os dois tripulantes da ISS, Gennady Padalka (na imagem à direita) e Michael Fincke, levaram a cabo a sua quarta e última saída para o exterior da estação espacial. Imagem: NASA.

Lançamentos Orbitais

Setembro de 2004

Em Setembro de 2004 registaram-se 5 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 7 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Setembro foram realizados 4.349 lançamentos orbitais, 371 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 7,531% do total e a uma média de 7,894 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (425 lançamentos que correspondem a 9,772% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (268 lançamentos que correspondem a 5,702% do total).



6 de Setembro – Shavit-1

Ofeq-6

A 6 de Setembro de 2004 Israel tentou colocar em órbita numa missão secreta, mais um satélite espião. O lançamento, porém, não decorreu como previsto e um problema não identificado impediu a separação do segundo estágio do terceiro estágio do foguetão Shavit-1 antes deste entrar em ignição, provocando o final da missão e a queda do satélite no Mar Mediterrâneo.

O lançamento teve lugar às 1053UTC (imagem ao lado cedida pela IAI) e foi levado a cabo desde a Base de Palmachin que está localizada a 31,9° de latitude Norte e a 34,7°



Lançamento Fracassado n.º 319
Lançamento Fracassado Israel n.º 2
Lançamento Fracassado Palmachin n.º 2

de longitude Este, a Sul de Tel Aviv. Esta base serve para testar os diversos mísseis desenvolvidos por Israel, além de servir de local de lançamento do foguetão Shavit-1. Os lançamentos orbitais são realizados sobre o Mar Mediterrâneo de forma a evitar que em caso de acidente os destroços do lançador e da sua carga caiam em mãos de países árabes. Em resultado, os satélites são colocados em órbitas retrógradas com uma inclinação mínima de 142° e uma inclinação máxima de 144° em relação ao equador terrestre.

O lançador Shavit-1

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

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

O segundo estágio tem um comprimento de 4,9 metros e um diâmetro de 1,3 metros. Tem um peso bruto de 10.971 kg e um peso de 1.771 kg sem combustível, tendo um

Ies no vácuo de 275s e um Tq de 52s. Este estágio está equipado com um motor a combustível sólido que desenvolve uma força de 53.000 kgf no vácuo e tem um Tq de 48s, tendo um Ies de 284s.

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

Lançamento	Data	Local Lançamento	Veículo	Carga
1988-087	19-Set-88	Palmachin	Shavit	'Ofeq-1 (19519 1988-087A)
1990-027	3-Abr-90	Palmachin	Shavit	'Ofeq-2 (20540 1990-027A)
1995-018	5-Abr-95	Palmachin	Shavit-1	'Ofeq-3 (23549 1995-018A)
1998-F01 (300)	22-Jan-98	Palmachin	Shavit-1	'Ofeq-D
2002-025	28-Mai-02	Palmachin	Shavit-1	'Ofeq-5 (27434 2002-025A)
2004-F01 (319)	6-Set-04	Palmachin	Shavit-1	'Ofeq-6

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

'Ofeq, o espião israelita

Os satélites 'Ofeq (Horizonte) são de desenho e origem inteiramente israelita, sendo desenvolvidos pela IAI – *Israel Aircraft Industries*. O 'Ofeq-6 seria um satélite estabilizado nos seus três eixos, utilizando uma plataforma ultraleve adaptada para a realização de observações da superfície terrestre em alta resolução. Esta plataforma também pode ser adaptada para a utilização em satélites científicos ou tecnológicos. Este satélite deveria ter uma vida útil de aproximadamente de quatro anos. Segundo fontes israelitas, o principal objectivo do 'Ofeq-6 seria a detecção de movimentos de tropas, a localização de bases de mísseis e a construção de centrais nucleares.

O 'Ofeq-6 tinha um peso aproximado de 200 kg no lançamento, com uma altura de aproximadamente 2 metros e um diâmetro de 1 metro, sendo capaz de fotografar objectos com 1 metro de comprimento a partir de uma altitude de 450 km. O satélite estaria equipado com uma câmara telescópica desenvolvida pela *El-Op Electro-Optic Industries*, uma subsidiária da *Elbit Systems*, e teria a capacidade de adquirir imagens por debaixo da trajectória do satélite bem como lateralmente ou mesmo em zonas situadas à frente da sua trajectória. De salientar que desde finais de 2000 que os serviços secretos de Israel têm utilizado as imagens do satélite Eros-A1 (26631 2000-079A) lançado pela Rússia a 5 de Dezembro de 2000 por um foguetão 15Zh58 Start-1 a partir do Cosmódromo GIK-2 Svobodny. Este satélite tem servido tanto interesses civis como militares.

Com o lançamento destes satélites Israel tem uma peça importante para observar os seus vizinhos árabes. De recordar que desde o início dos lançamentos espaciais israelitas as nações árabes vizinhas de Israel denunciaram todo o programa classificando-o como de natureza militar. Ao contrário de países como o Iraque ou Irão, Israel conseguiu desenvolver um lançador espacial encoberto pelo apoio dos Estados Unidos.

8 de Setembro – CZ-4B Chang Zheng-4B/2 (CZ4B/2-7)

Shi Jian-6A (SJ-6A); Shi Jian-6B (SJ-6B)

O final de 2004 promete ser dominado pela China com pelo menos mais 7 lançamentos orbitais previstos até ao final do ano. Após o lançamento do satélite recuperável FSW-3 (2) (designado FSW-19 no último *Em Órbita*), a China colocou em órbita a 8 de Setembro dois satélites científicos a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan, situado ao Noroeste da província de Shanxi. Este foi o 35º lançamento orbital de 2004, com a China a utilizar um foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B/2 no seu 7º lançamento orbital.

Lançamento orbital n.º 4.345
Lançamento China n.º 80 (1,841%)
Lançamento Taiyuan n.º 17 (0,391% / 21,250%)

O foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B

Como já foi referido, esta foi a 7ª missão do foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B. O CZ-4B é fabricado pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Shanghai e foi introduzido pela primeira vez em 1999.

O foguetão lançador CZ-4B Chang Zheng-4B é um veículo a três estágios que consomem combustíveis hipergólicos. O CZ-4B pode ser visto como uma versão melhorada do lançador CZ-4A Chang Zheng-4A, no qual o terceiro estágio foi melhorado, bem como a ogiva de protecção da carga a transportar. Tendo um comprimento de 45,8 metros e um diâmetro de 3,4 metros, o CZ-4B é capaz de



colocar 2.800 kg numa órbita terrestre sincronizada com o Sol a 900 km de altitude. No lançamento desenvolve uma força de 302.000 kgf e tem um peso de 249.200 kg. Em português “Chang Zheng” significa Longa Marcha.



Às 2314UTC do dia 8 de Setembro de 2004 um foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B/2 (CZ4B/2-7) era lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan. Esta 7ª missão do CZ-4B colocaria em órbita os satélites Shi Jian-6A e Shi Jian-6B. Imagens: Agência Xinhua.

O primeiro estágio tem um comprimento de 24,7 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 192.700 kg, pesando 9.500 kg sem combustível. Desenvolve 332.952 kgf no vácuo, tendo um Ies de 289 s (Ies-nm de 259 s) e um Tq de 170 s. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N₂O₄/UDMH.

O segundo estágio tem um comprimento de 10,4 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 39.550 kg, pesando 4.000 kg sem combustível. Desenvolve 84.739 kgf no vácuo, tendo um Ies de 295 s (Ies-nm de 260 s) e um Tq de 135 s. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N₂O₄/UDMH. Por fim, o terceiro estágio tem um comprimento de 1,9 metros, um diâmetro de 2,9 metros e um peso bruto de 15.150 kg, pesando 1.000 kg sem combustível. Desenvolve 10.280 kgf no vácuo, tendo um Ies de 303 s (Ies-nm de 260 s) e um Tq de 400 s. Está equipado com um motor YF-40 que consome N₂O₄/UDMH.

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

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

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Local de Lançamento	Satélites
1999-025	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-1)	10-Mai-99	Taiyuan, LC1	Feng Yun-1C (25730/1999-025A) Shi Jian-5 (25731/1999-025B)
1999-057	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14-Out-99	Taiyuan, LC1	Zi Yuan-1/CBERS-1 (25940/1999-057A) SACI-1 (25941/1999-057B)
2000-050	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-3)	01-Set-00	Taiyuan, LC1	Zi Yuan-2 (00-050A/26481)
2002-024	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-4)	15-Mai-02	Taiyuan, LC1	Feng Yun-1D (02-024A/27430) Hai Yang-1 (02-024B/27431)
2002-049	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5)	27-Out-02	Taiyuan, LC1	Zi Yuan-2B (02-049A/27550)
2003-049	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	21-Out-03	Taiyuan, LC1	Zi Yuan-1B/CBERS-2 (28057/03-049A) Chuangxin-1 (28058/03-049B)
2004-035	CZ-4B Chang Zheng-4B/2 (CZ4B/2-7)	08-Set-04	Taiyuan	Shi Jian-6A (28413/04-035A) Shi Jian-6B (28415/04-035C)

De notar que o lançador utilizado para colocar em órbita os dois satélites a 8 de Setembro de 2004, é referido pelo analista Chen Lan com a designação CZ-4B Chang Zheng-4B/2. Esta designação denota a designação interna utilizada pelos técnicos chineses e que se referem a melhorias introduzidas no foguetão CZ-4B.

Shi Jian-6A e Shi Jian-6B

As informações relativas aos dois satélites colocados em órbita a 8 de Setembro são escassas e os objectivos dos dois veículos não se encontram bem definidos. Sabe-se no entanto que o satélite Shi Jian-6A poderá ter como missão o estudo das ciências terrestres e o ensaio de novas tecnologias de inteligência electrónica. O satélite terá um peso que ronda os 800 kg e é baseado no modelo FY-1, sendo construído pela Academia de Tecnologia Espacial de Shanghai e operado pela Corporação Aeroespacial Chinesa.

Por seu lado o satélite Shi Jian-6B é baseado no modelo CAST968¹ desenvolvido juntamente pela China, Coreia do Sul e Paquistão. Este modelo é utilizado para pequenos satélites e foi utilizado pela primeira vez no Shi Jian-5 colocado em órbita em 1999 e posteriormente no satélite oceanográfico Hai Yang.

De acordo com informação cedida pelo CAST e veiculada pelo analista Chen Lan, existem três módulos diferentes do tipo CAST968:

	CAST968A	CAST968B	CAST968C
Peso do módulo (kg)	<250	<260	≤ 250 – 300
Peso da carga (kg)	≤ 200 / 400	≤ 240	≤ 200 / 250
Dimensões (m)	1,1 – 1,2 – 0,5	1,1 – 1,2 – 0,5	1,1 – 1,2 – 0,5
Área dos painéis solares (m²)	2,4	5,5	
Potência dos painéis solares (W)	300 – 400 ²	500 - 600 ³	500 - 100 ⁴
Capacidade da bateria (Ah)	17 x 19 (unidades)	23 x 17 (unidades)	30Ah
Modos do controlo de atitude	<p>a) Estabilização espacial nos três eixos em relação ao Sol; precisão do controlo de atitude de +/- 5°; estabilização de atitude < 0,05°/s.</p> <p>b) Estabilização por rotação em relação ao Sol (modo de segurança); 12 (+/- 2) rpm; precisão do controlo de atitude < 4°.</p> <p>c) Estabilização espacial nos três eixos em relação à Terra; precisão do controlo de atitude de +/- 0,5°; estabilização de atitude < 0,05°/s.</p>	<p>Precisão no controlo de rotação e translação: 0,2°;</p> <p>Precisão no controlo de atitude < 0,01°;</p> <p>Precisão na orientação de atitude: 0,4°.</p>	<p>Precisão na medição de atitude: 0.05°;</p> <p>Estabilização de atitude < 0,001°/s;</p> <p>Precisão na orientação da atitude: 0,1°.</p>
Sistema de transmissão e controlo	Banda-S unificada	Banda-S unificada e GPS	Banda-S unificada e GPS
Tamanho da interface com o lançador (m)	Ø 0,66	Ø 0,66	Ø 0,66
Vida útil	De 3 meses a 2 anos	De 2 a 3 anos	Até 5 anos

O Shi Jian-6B deverá desenvolver estudos na área da ciência do plasma, ensaiando também tecnologias de inteligência electrónica. Tal como o Shi Jian-6A o Shi Jian-6B será operado pela Corporação Aeroespacial Chinesa e foi construído pela Academia de Tecnologia Espacial da China. Este satélite terá um peso de 350 kg.

O lançamento do Shi Jian-6A e do Shi Jian-6B teve lugar às 2314UTC. Após o lançamento os dois satélites foram colocados numa órbita com um apogeu a 602 km de altitude, um perigeu a 590 km de altitude e uma inclinação orbital de 97,7° em relação ao equador terrestre.

¹ CAST968 significa: CAST 'China Academy of Space Technology', desenho de 1996. O número '8' poderá indicar o oitavo projecto desse ano.

² O painel solar é fixo e não acompanha o movimento do Sol.

³ O painel solar é móvel e acompanha o movimento do Sol.



Na imagem à esquerda é possível observar a queima do primeiro estágio do CZ-4B Chang Zheng-4B/2. Na imagem em cima observa-se a separação entre o primeiro e o segundo estágio. Imagens: Agência Xinhua.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Shi Jian-6A recebeu a Designação Internacional 2004-035A e o número de catálogo orbital 28413, enquanto que o Shi Jian-6B recebeu a Designação Internacional 2004-035B e o número de catálogo orbital 28414. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

20 de Setembro – GSLV (F01)

Edusat

O satélite Edusat (também conhecido pela designação G-Sat 3 ou Gramsat), segue as pisadas dos satélites ATS (Application Technology Satellite) desenvolvidos pelos Estados Unidos e que foram utilizados para proporcionarem melhores comunicações com as áreas mais remotas da Índia. O Edusat irá assim proporcionar serviços de educação, cuidados de saúde e outros serviços básicos à população rural indiana. A Índia tornou-se com o Edusat, a primeira nação a dedicar um satélite em exclusivo à educação.

Lançamento orbital n.º 4.346
Lançamento Índia n.º 16 (0,368%)
Lançamento Ilha Shriarikota n.º 16 (0,368%)

O satélite foi especialmente desenvolvido para proporcionar uma cobertura múltipla das diferentes regiões da Rússia com os seus seis repetidores em banda-Ku. Destes, cinco são utilizados para cobrir as regiões Norte, Noroeste, Este, Sul e Oeste, enquanto que um repetidor estará dedicado à região central do subcontinente. O Edusat possui ainda outros seis repetidores em banda-C para cobertura total do país.

O projecto piloto que levou ao posterior desenvolvimento do Edusat teve lugar com os satélites Insat-3A e Insat-3B, cobrindo as regiões de Karnataka, Maharashtra e Madhya Pradesh.

O Geostationary Satellite Launch Vehicle

O projecto do GSLV tem como objectivo a aquisição de uma capacidade de lançamento orbital para satélites em órbita geossíncrona. O primeiro voo de ensaio deste lançador, o GSLV-D1, teve lugar com sucesso a 18 de Abril de 2001 colocando em órbita o satélite experimental G-Sat 1 com um peso de 1.540 kg.



Na sua presente configuração o GSLV é um veículo de três estágios com uma altura de 49,0 metros e um peso de 414.000 kg no lançamento. O primeiro estágio tem um motor a combustível sólido (S139) e quatro propulsores laterais de combustível líquido (L40H). O S139 tem um comprimento de 20,1 metros e um diâmetro de 2,8 metros, transportando 138.000 kg de propelente sólido HTPB (*Hydroxyl Terminated Poly Butadiene*). Este estágio desenvolve uma força de 4.736 kN e tem um Tq de 107 s. Os quatro propulsores laterais têm um comprimento de 19,70 metros e um diâmetro de 2,1 metros. Cada um deles transporta 42.000 kg de propelentes hipergólicos, nomeadamente UH25 e Tetróxido de Nitrogénio (N_2O_4). Cada propulsor produz uma força de 765 kN tendo um Tq de 149 s.

O segundo estágio do GSLV tem um comprimento de 11,6 metros e um diâmetro de 2,8 metros, transportando 39.300 kg de propelentes hipergólicos UH25 e N_2O_4 . Desenvolve uma força de 804 kN e tem um Tq de 136 s.

O terceiro estágio tem um comprimento de 8,7 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Está equipado com um motor a combustível criogénico desenvolvido na Rússia. Transporta 12.600 kg de hidrogénio líquido e oxigénio líquido. Desenvolve uma força de 73,5 kN e tem um Tq de 705 s.

Todos os estágios estão ligados por estruturas que albergam os sistemas aviônicos e de controlo do lançador. O módulo de equipamento do GSLV alberga os sistemas electrónicos (processadores, sistema de navegação, sistema de controlo, sistema de orientação, sistema de telemetria, sistema de telecomando e outros), e está localizado no topo do terceiro estágio.

Os satélites estão protegidos por uma ogiva com um comprimento de 7,8 metros e um diâmetro de 3,4 metros. Além de proteger o satélite, protege também os sistemas electrónicos, sendo descartada a uma altitude de 115 km. O satélite está montado sobre um adaptador de carga e é separado por um mecanismo com molas incorporadas que fornecem a velocidade requerida para a separação após a entrada na órbita preliminar.



Após entrar em órbita terrestre o satélite Edusat recebeu a Designação Internacional 2004-036A e o número de catálogo orbital 28417. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

23 de Setembro – 11K65M Kosmos-3M

Cosmos 2409; Cosmos 2409

A 23 de Setembro as Forças Espaciais Russas procederam ao lançamento de dois satélites militares de comunicações do tipo Strela-3 (17F13 Gonets). O lançamento teve lugar às 1507UTC e foi levado a cabo por um foguetão 11K65M Kosmos-3M a partir do Complexo LC132/1 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk.

Lançamento orbital n.º 4.347
Lançamento Rússia n.º 2.718 (65,526%)
Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.490 (34,277%)

Os satélites Strela-3 17F13 Gonets

Os satélites 17F13 Gonets são satélites de comunicações militares que têm a capacidade de gravar transmissões recebidas e de as retransmitir para qualquer estação de recepção localizada por debaixo da sua órbita. Parecem ter sido inicialmente desenvolvidos para os serviços de informação GRU (*Glavnoye Razvedovatelnoye Upravlenie*). O desenvolvimento de uma segunda geração do sistema Strela para as unidades de controlo e comando centralizado teve início em 1973. Os veículos Strela-3 eram mais pesados e mais capazes do que os Strela-1M, sendo seis satélites lançados por um único foguetão 11K65M Kosmos-3M em vez dos anteriormente usuais oito satélites.

Uma constelação operacional é constituída por 12 veículos colocados em dois planos orbitais espaçados em 90°. Em órbita os satélites são estabilizados passivamente com a utilização de um dispositivo de gradiente de gravidade. Os satélites têm um comprimento de 1,50 metros, um diâmetro de 2,0 metros e um peso de 220 kg.

Os voos de ensaio tiveram início em 1985 e o sistema foi aceite para serviço militar em 1990. No ano de 1992 deu-se a substituição dos Strela-1M pelos Strela-3 e após 1994 substituíram os satélites Strela-2M nas comunicações estratégicas.

Um total de 118 satélites fora colocado em órbita terrestre entre 1985 e 1998, e uma versão comercial disponibilizada nos anos 90 como o Gonets-D1. Estes satélites tinham somente um canal simultâneo Terra-espaço e espaço-Terra, com uma capacidade de armazenamento de informação de 12Mbits e uma capacidade de transmissão de 2,4 kbit/s.

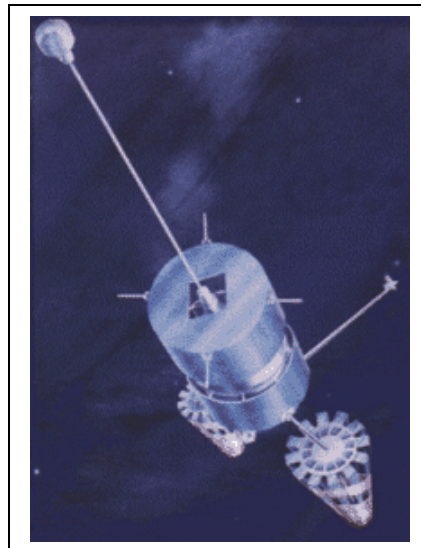
O lançador 11K65M Kosmos-3M

Este foi o 617º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961, sendo o 432º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M e o 413º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,60%. Os 11K65M Kosmos-3M são construídos pela Associação de Produção Polyot (PO-Polyot), sendo originalmente desenhados pelo Bureau de Desenho de Yangel (agora Bureau de Desenho Yuzhnoye) e pela Associação de Produção Científica *Prikladnoi Mekhaniki* (Mecânica Aplicada).

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

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

O primeiro estágio (designado Slean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65) tem um peso bruto de 87.100 kg, pesando 5.300 kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433 kgf, tendo um Ies de 292s e um Tq de 130s. Este estágio tem um comprimento de 19,3 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor RD-216 (também designado 11D614) tem um peso de 1.350 kg, um diâmetro de 2,3 metros e um comprimento de 2,2 metros. O motor tem quatro câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH. O RD-216 é fabricado a partir de dois motores RD-215.



Lançamento	Data	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2001-023	8-Jun-01	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2378 (26818 2001-023A)
2002-026	26-Nov-01	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	Cosmos 2389 (27436 2002-026A)
2002-036	8-Jul-02	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	Cosmos 2390 (27464 2002-036A) Cosmos 2391 (27465 2002-036B)
2002-046	26-Set-02	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Nadezhda-M (27534 2002-046A)
2002-054	28-Nov-02	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Al Sat-1/DMC-1 (27559 2002-054A) Mozhayets (27560 2002-054B) Rubin-3-DSI (27561 2002-054C)
2003-023	4-Jun-03	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2398 (27819 2003-023A)
2003-037	19-Ago-03	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2400 (27864 2003-037A) Cosmos 2401 (27865 2003-037B)
2003-042	27-Set-03	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Mozhayets-4 (27939 2003-042A) Rubin 4-DSI (27940 2003-042B) NigeriaSat-1 (27941 2003-042C) BNCSat-1 (27942 2003-042D) BilSat-1 (27943 2003-042E) Larets (27944 2003-042F) STSat-1 (27945 2003-042G)
2004-028	22-Jul-04	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2407 (28380 2004-028A)
2004-037	23-Set-04	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2408 (28419 2004-037A) Cosmos 2409 (28420 2004-037B)

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

Lançamento do Cosmos 2408 e Cosmos 2409

Tal como já havia acontecido com um lançamento orbital semelhante levado a cabo a 19 de Agosto de 2003⁴, as notícias relativas a este lançamento foram extremamente escassas apesar de se saber de antemão a sua ocorrência, esperando-se o lançamento de um só satélite.



O lançamento havia sido originalmente anunciado pela agência espacial russa já em Agosto de 2004, estando previsto para Setembro de 2004 sem no entanto ser referido o dia. A 22 de Setembro era anunciado que o lançamento seria adiado por 24 horas, estando agendado para as 1514UTC e sendo adiado devido á existência de fortes ventos sobre o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Este seria no entanto já o segundo adiamento, pois o lançamento teria sido adiado já por 24 no dia anterior, 21 de Setembro, devido a problemas técnicos não especificados.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Cosmos 2408 recebeu a Designação Internacional 2004-037A e o número de catálogo orbital 28419, enquanto que o Cosmos 2409 recebeu a Designação Internacional 2004-037B e o número de catálogo orbital 28420. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

⁴ Ver *Em Órbita* n.º 33 – Novembro de 2003.

24 de Setembro – 11A511U Soyuz-U

Cosmos 2410

As forças militares espaciais russas levaram a cabo o segundo lançamento militar em dois dias ao colocarem em órbita o satélite Cosmos 2410 a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. O lançamento foi levado a cabo por um foguetão 11A511U Soyuz-U a partir da Plataforma n.º 1 do Complexo de Lançamento n.º 16 (LC16/1) e teve lugar às 1650UTC do dia 24 de Setembro de 2004.

Lançamento orbital n.º 4.348
Lançamento Rússia n.º 2.719 (62,549%)
Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.491 (34,292%)

O lançamento estava inicialmente previsto para ter lugar a 23 de Setembro de 2004, porém no dia 19 de Setembro as Forças Espaciais Russas anunciavam que o lançamento seria adiado por um dia para permitir algumas verificações técnicas não especificadas. De notar que este foi o primeiro lançamento a ter lugar desde o Complexo LC16 desde o dia 20 de Junho de 1996 (1845UTC), altura em que um foguetão 11A511U Soyuz-U transportando um satélite militar Kobalt foi destruído pouco após o lançamento.



Uma possível configuração dos satélites Liana.
 Imagem: KB Arsenal.

O Cosmos 2410 tem como objectivo detectar e observar as actividades militares no mar e possivelmente em terra através da interceptação de sinais electrónicos (ELINT). O satélite terá entrado em órbita às 1659UTC e os seus sinais foram recebidos pelas estações de controlo terrestres às 1701UTC.

Segundo a imprensa russa, o Cosmos 2410 faz parte de uma nova geração de satélites militares desenvolvidos pela empresa TsSKB Progress, Samara, e pela empresa OAO MZ Arsenal, São Petersburgo. Estas notícias dão apoio aos rumores que indicavam que a Rússia se preparava para introduzir uma nova família de veículos militares denominados Liana. Estes satélites são capazes de

proporcionar informações tanto sobre a terra como sobre o mar. Anteriormente a Rússia utilizava os satélites Tselina-2 para obter informações militares em terra e os satélites US-PM para obter informações militares sobre o mar.

Os veículos Liana proporcionam assim à Rússia a capacidade de consolidar o desenvolvimento de satélites deste tipo no interior das suas fronteiras sem depender de outros países, pois os satélites Tselina-2 eram construídos com o auxílio da empresa ucraniana KB Yuzhnoye.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Cosmos 2410 recebeu a Designação Internacional 2004-038A e o número de catálogo orbital 28396. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

O venerável 11A511U Soyuz-U

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

O Soyuz-U é fabricado pelo Centro Espacial Estatal Progress de Produção e Pesquisa em Foguetões (*TsSKB Progress*) em Samara, sobre contrato com a agência espacial russa.

O foguetão 11A511U Soyuz-U com o cargueiro Progress M tem um peso de 313.000 kg no lançamento, pesando aproximadamente 297.000 kg sem a sua carga. Sem combustível o veículo atinge os 26.500 kg (contando com a ogiva de protecção da carga). O foguetão tem uma altura máxima de 36,5 metros (sem o módulo orbital). É capaz de colocar uma carga de 6.855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6° em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410.464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297.400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O módulo orbital (onde está localizada a carga a transportar) pode ter uma altura entre os 7,31 metros e os 10,14 metros dependendo da carga. O diâmetro máximo da sua secção cilíndrica varia entre os 2,7 metros e os 3,3 metros (dependendo da carga a transportar).

O foguetão possui um sistema de controlo analógico e tem uma precisão na inserção orbital de 10 km em respeito à altitude, 6 segundos em respeito ao período orbital e de 2' no que diz respeito ao ângulo de inclinação orbital.

É um veículo de três estágios, sendo o primeiro estágio constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso de 43.400 kg, pesando 3.800 kg sem combustível. O seu comprimento máximo é de 19,8 metros e a sua envergadura é de 3,82 metros. O tanque de propelente (querosene e oxigénio) tem um diâmetro de 2,68 metros. Cada propulsor tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propelente (nitrogénio).

Cada propulsor tem um motor RD-117 e o tempo de queima é de aproximadamente 118 s. O RD-117 desenvolve 101.130 kgf no vácuo durante 118 s. O seu Ies é de 314 s e o Ies-nm é de 257 s, sendo o Tq de 118 s. Cada motor tem um peso de 1.200 kg, um diâmetro de 1,4 metros e um comprimento de 2,9 metros. Têm quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão no interior de 58,50 bar. Este motor foi desenhado por Valentin Glushko.

O Block A constitui o corpo principal do lançador e é o segundo estágio, estando equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 99.500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propelentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros. O diâmetro máximo dos tanques de propelente é de 2,66 metros.

Este estágio tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propelente (nitrogénio).

O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

O terceiro e último estágio do lançador é o Block I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.710 kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros (podendo atingir os 9,4 metros dependendo da carga a transportar) e um diâmetro de 2,66 metros (com uma envergadura de 2,95 metros), utilizando como propelentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

A tabela seguinte indica os últimos dez lançamentos levados a cabo com o foguetão 11A511U Soyuz-U.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2002-033	26-Jun-02	5:36:30		GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-46 (27454 2002-033A)
2002-F03	15-Out-02	18:20:00	PBV-066	GIK-1 Plesetsk	LC43-3	Foton-M n.º 1
2003-006	2-Fev-03	18:59:00	Ya15000-060	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-47 (27680 2003-006A)
2003-025	8-Jun-03	10:34:19	D15000-681	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-10 (27823 2003-025A)
2003-035	12-Ago-03	14:20:00		GIK-5 Baikonur	17P32-6	Cosmos 2399 (27856 2003-035A)
2003-039	29-Ago-03	1:47:59	D15000-682	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-48 (27873 2003-039A)
2004-002	29-Jan-04	11:58:06	683	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-11 (28142 2004-002A)
2004-019	25-Mai-04	12:34:23	684	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-49 (28261 2004-019A)
2004-032	11-Ago-04	5:03:07	685	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-50 (28399 2004-032A)
2004-038	24-Set-04	16:50:00		GIK-1 Plesetsk	LC16/1	Cosmos 2410 (28396 2004-038A)

No total já foram lançados 705 veículos deste tipo dos quais falharam 19, tendo assim uma taxa de sucesso de 97,305%. 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 lançamento que colocou em órbita o Cosmos 2410 marcou o 1.690º lançamento com sucesso para um lançador da família do R-7.

Actuais versões derivadas do R-7 Semyorka

Actualmente existem três versões em uso de lançadores que derivam directamente do míssil balístico intercontinental R-7 Semyorka desenvolvido por Serguei Korolev nos anos 50 do século passado. Esses lançadores são o 11A511U Soyuz-U, o 11A511FG Soyuz-FG e o 8K78M Molniya-M. Este ano é esperado o lançamento inaugural do novo foguetão 14A14 Soyuz-2 1A (cujo lançamento está agendado para o dia 29 de Outubro a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk) e em 2006 espera-se o lançamento inaugural do 14A14 Soyuz-2 1B. Estas duas versões deverão substituir posteriormente os foguetões 11A511U Soyuz-U e 11A511FG Soyuz-FG.

Mais tarde estão ainda previstos o desenvolvimento dos foguetões Aurora (para lançamentos comerciais) e Onega (este último irá lançar o novo veículo espacial tripulado russo Klipper caso o seu desenvolvimento seja concretizado).

27 de Setembro – CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D-5)

FSW-3 (3) ‘FSW-20’ (Fanhui Shei Weixing-20) Jianbing-4 (3)

Apesar de já anunciado, o lançamento do 20º satélite recuperável da China surge um pouco como uma surpresa em finais de Setembro de 2004. Anunciado como um satélite científico recuperável, o FSW-20 deverá permanecer em órbita pelo menos 20 dias. De salientar que o satélite FSW-3 (2)⁵ colocado em órbita a 29 de Agosto de 2004, regressou à Terra às 2355UTC do dia 24 de Setembro.

Lançamento orbital n.º 4.349
Lançamento China n.º 81 (1,862%)
Lançamento Jiuquan n.º 31 (0,713%)

Os satélites Fanhui Shei Weixing

Os satélites FSW (*Fanhui Shei Weixing*⁶ - 返回式卫星) são utilizados tanto a nível militar como civil. O programa FSW teve início em 1966, sendo a série inicial designada FSW-0. Esta série levou a cabo nove missões orbitais entre 1975 e 1987, com um lançamento falhado a 5 de Novembro de 1974⁷.

A série FSW-0 foi desenvolvida nos anos 60 com os veículos a serem lançados por foguetões CZ-2 Chang Zheng-2 e com um peso aproximado de 1.800 kg. Os lançamentos eram levados a cabo desde Jiuquan e os satélites eram colocados em órbitas elípticas com uma inclinação de 57º a 70º em relação ao equador terrestre, tendo o seu apogeu uma altitude média de 400 km e um perigeu com uma altitude média de 200 km. Os satélites eram estabilizados em órbita nos seus três eixos espaciais e utilizavam um motor de combustível sólido (diâmetro de 0,68 metros e comprimento de 0,90 metros) para iniciar a manobra de reentrada na atmosfera terrestre após uma ignição de 18,5 s. A bordo dos satélites da série FSW-0 foram transportadas cargas civis (especialmente na área da detecção remota) e cargas militares (reconhecimento com filme fotográfico e câmaras CCD).

Os satélites FSW-0 estavam equipados com um computador de controlo de voo redundante, além de uma unidade de medida de inércia e sensores solares e terrestres. O veículo estava equipado com um sistema de orientação por motores a gás que permitia uma melhor atitude do satélite sobre o alvo a observar. Uma missão do FSW-0 tinha uma duração de 5 dias durante os quais o satélite recebia energia de baterias de Ag-Zn. O satélite tinha um comprimento de 4,60 metros e um diâmetro de 2,20 metros, tendo um peso de 3.100 kg (com uma carga total de 750 kg). A cápsula recuperável da série FSW-

⁵ Ver *Em Órbita* n.º 46 – Setembro de 2004.

⁶ “Fanhui Shei Weixing” – Satélite de Teste Recuperável.

⁷ A 5 de Novembro de 1974 um foguetão CZ-2A Chang Zheng-2A (CZ2A-1) foi lançado desde a Plataforma LA2 do Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan, tendo como missão a colocação em órbita de um satélite FSW-0. O lançamento falhou devido a uma causa desconhecida.

O estava colocada na zona frontal do veículo com o escudo térmico da direcção do movimento. A cúpula esférica albergava o sistema de pára-quedas.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
FSW-0 (0)	1974-F07	-	05-Nov-74	?????	CZ-2A Chang Zheng-2A (CZ2-1)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (1)	1975-111A	08452	26-Nov-75	3:29:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-1)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (2)	1976-117A	09587	07-Dez-76	3:46:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-2)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (3)	1978-011A	10611	26-Jan-78	4:57:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-3)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (4)	1982-090A	13521	09-Set-82	7:18:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-4)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (5)	1983-086A	14288	19-Ago-83	6:00:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-5)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (6)	1984-098A	15279	12-Set-84	5:43:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-6)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (7)	1985-096A	16177	21-Out-85	5:04:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-7)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (8)	1986-076A	17001	06-Out-86	5:40:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-8)	Jiuquan, LA2B
FSW-0 (9)	1987-067A	18306	05-Ago-87	6:37:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-9)	Jiuquan, LA2B

Os satélites da série FSW-1 tinham uma forma cónica com um comprimento de 3,14 metros. O veículo, que tinha um peso de 2.100 kg e um diâmetro de 2,2 metros, era dividido em dois módulos: o Módulo de Equipamento e o Módulo de Reentrada. O Módulo de Equipamento tinha um comprimento de 1,6 metros e albergava o sistema de controlo e



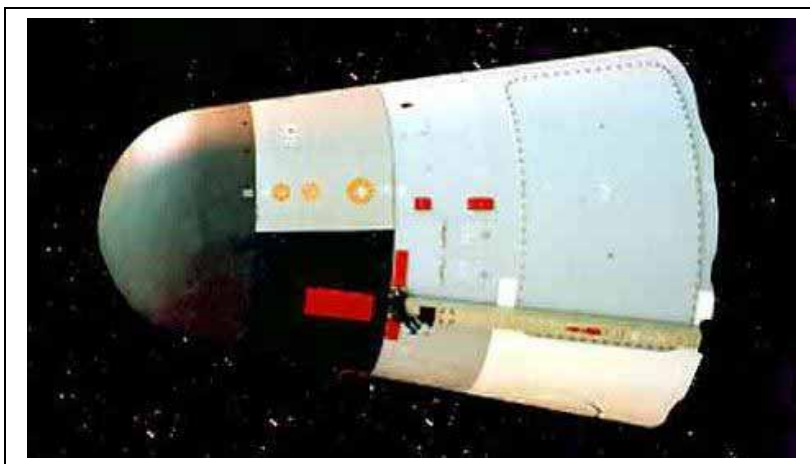
orientação do satélite. O Módulo de Reentrada (com uma capacidade máxima de carga recuperável de 180 kg) tinha um comprimento de 1,5 metros e albergava a carga de observação da superfície terrestre (filme fotográfico e câmaras CCD).

O satélite era estabilizado nos seus três eixos espaciais e a sua energia era fornecida por baterias de Au-Zn, tendo a sua missão uma duração média de 7 a 10 dias.

Os dispositivos de observação obtinham uma alta resolução de 10 a 15 metros. O filme recuperado era revelado na Terra. O sistema de câmaras CCD obtida imagens com uma resolução de 50 metros em tempo quase real, sendo as imagens recebidas no Centro de Controlo de Satélites de Xian.

Exteriormente a diferença entre a série FSW-2 e a série FSW-1 era a existência de mais um módulo, sendo os novos satélites lançados pelos foguetões CZ-2D Chang Zheng-2D. O módulo adicional tinha um comprimento de 1,5 metros, um diâmetro de 2,2 metros, tendo o satélite um peso que variava de 2.500 kg a 3.100 kg e um comprimento de 4,6 metros.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
FSW-1 (1)	1987-075A	18341	09-Set-87	7:15:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-10)	Jiuquan, LA2B
FSW-1 (2)	1988-067A	19368	05-Ago-88	7:28:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-11)	Jiuquan, LA2B
FSW-1 (3)	1990-089A	20838	05-Out-90	6:14:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-12)	Jiuquan, LA2B
FSW-1 (4) ⁸	1992-064B	22162	06-Out-92	6:14:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-13)	Jiuquan, LA2B
FSW-1 (5)	1993-063A	22859	08-Out-93	8:00:00	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-14)	Jiuquan, LA2B



Os FSW-2 (imagem ao lado) tinham uma maior capacidade de carga, podendo transportar 350 kg de carga recuperável e 400 kg de carga não recuperável. A duração média de uma missão era de 18 dias. Existem referências que notam que os FSW-2 poderiam manobrar em órbita.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
FSW-2 (1)	1992-051A	22072	09-Ago-92	8:00:00	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-1)	Jiuquan, LA2
FSW-2 (2)	1994-037A	23145	03-Jul-94	8:00:00	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-2)	Jiuquan, LA2
FSW-2 (3)	1996-059A	24634	20-Out-96	7:20:00	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-3)	Jiuquan, LA2

Segundo a Federação de Cientistas Americanos foi feita referência em 1989 ao desenvolvimento de uma segunda geração de satélites recuperáveis que seriam muito maiores, mais pesados e mais avançados do que a série FSW-2. O novo satélite iria também incorporar técnicas de reentrada mais sofisticadas de forma a melhorar a precisão na aterragem e a diminuir as forças de aceleração (que atingiam os 20 g durante a reentrada nas anteriores cápsulas FSW).

Assim, espera-se que os satélites FSW-3, também conhecida pela designação Jianbing-4⁹ (监兵), tenham uma resolução de 1 metro, sendo o sistema baseado em tecnologias de ponta utilizando CCD e operando em órbitas sincronizadas com o Sol a uma altitude de 700 km.

⁸ O satélite FSW-1 (4) foi lançado juntamente com o satélite Freja (22161 1992-064A).

⁹ Da mesma forma a designação Jianbing-1 refere-se aos primeiros três satélites FSW-0, Jianbing-2 refere-se a alguns FSW de natureza militar e Jianbing-3 refere-se ao satélite Zi Yuan-2. Todos os satélites FSW de natureza civil não possuem designação Jianbing, sendo no entanto extremamente difícil identificar a natureza de todos os satélites FSW.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
FSW-3 (1)	2003-051A	28078	03-Nov-03	7:20:00	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D/2-4)	Jiuquan, LA2
FSW-3 (2)	2004-033A	28402	29-Ago-04	7:50:00	CZ-2C Chang Zheng-2C/2 (CZ2C/2-13)	Jiuquan, LA2
FSW-3 (3)	2004-039A	28424	27-Set-04	8:00:00	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D/2-5)	Jiuquan, LA2

O lançador CZ-2D Chang Zheng-2D

O foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D é um veículo a dois estágios destinado a colocar satélites em órbitas terrestres baixas. O seu primeiro estágio é semelhante ao do foguetão lançador CZ-4 Chang Zheg-4, bem como o seu segundo estágio exceptuando uma secção de equipamento melhorada em relação ao CZ-4.

O CZ-2D Chang Zheng-2D tem a capacidade de colocar uma carga de 3.500 kg numa órbita a uma altitude de 200 km com uma inclinação de 28,0° em relação ao equador terrestre. No lançamento desenvolve uma força de 298.389 kgf, tendo uma massa total de 232.500 kg, um comprimento de 35,07 metros e um diâmetro de 3,35 metros.

O primeiro lançamento do CZ-2D teve lugar a 9 de Agosto de 1992 (0800UTC) quando o veículo CZ2D-1 colocou em órbita o satélite FSW-2 (1) (22072 1992-051A). Todos os lançamentos deste foguetão são realizados a partir do Complexo de Lançamentos LA2 do Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Local de Lançamento	Satélites
1992-052	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-1)	9-Ago-92	8:00:00	Jiuquan, LA2	FSW-2 (1) (22072 92-051A)
1994-037	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-2)	3-Jul-94	8:00:00	Jiuquan, LA2	FSW-2 (2) (23145 94-037A)
1996-059	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-3)	20-Out-96	7:20:00	Jiuquan, LA2	FSW-2 (3) (24634 96-059A)
2003-051	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D-4)	3-Nov-03	7:20:00	Jiuquan, LA2	FSW-3 (1) (28078 03-051A)
2004-039	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D-5)	27-Set-04	8:00:00	Jiuquan, LA2	FSW-3 (3) (28424 04-039A)



O primeiro estágio do CZ-2D, L-180, tem um peso bruto de 192.700 kg e um peso de 9.500 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 332.952 kgf (vácuo), tendo um Ies de 289 s, um Ies-nm de 259 s e um Tq de 170 s. O seu comprimento é de 24,66 metros, tendo um diâmetro de 3,35 metros e uma envergadura de 6,0 metros. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N₂O₄/UDMH.

O segundo estágio, denominado L-35, tem um peso bruto de 39.550 kg, pesando 4.000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 84.739 kgf (vácuo), tendo um Ies de 295 s, um Ies-nm de 260 s e um Tq de 135 s. O seu comprimento é de 10,41 metros e tem um diâmetro de 3,35 metros. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N₂O₄/UDMH.



Lançamento do foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D/2-5) a 27 de Setembro de 2004 a partir do Centro de Lançamentos de Satélites de Jiuquan. A bordo seguia o satélite recuperável FSW-3 (3), o 20º satélite chinês deste tipo que acabou por regressar à Terra a 15 de Outubro. Imagens: Agência Xinhua.

O satélite FSW-3 (3)

Segundo a agência de notícias chinesa Xinhua¹⁰, o novo satélite apresenta uma série de melhoramentos em relação aos seus antecessores. O veículo será utilizado para pesquisas científicas, detecção geológica e desenho de mapas. O satélite também é designado Jianbing-4 (3). Este lançamento utilizou a nova torre de lançamento fabricada em betão reforçado com barras de aço que foi inaugurada a 3 de Novembro de 2003 com o lançamento do Jianbing-4 'FSW-3 (1)'. Esta torre de lançamento difere das usuais torres utilizadas nas plataformas de lançamento mundiais que são fabricadas tendo por base estruturas metálicas. A torre de lançamento com 91 metros de altura assemelhando-se a um edifício alto e é utilizada para a montagem, teste e lançamento dos foguetões, além de servir de estação de abastecimento. O edifício é composto por mais de 40 salas de ensaio e salas estereis que permitem o teste dos satélites e componentes do lançador a uma temperatura ambiente. Os engenheiros chineses afirmaram que a nova torre representa a capacidade versátil da China de lançar diferentes modelos de satélites. É de referir que esta plataforma de lançamento se localiza perto da plataforma de onde foi lançada a primeira missão espacial tripulada da China a 15 de Outubro de 2003.



O FSW-3 (3) atingiu a órbita terrestre às 0810UTC tendo ficado colocado numa órbita inicial com um apogeu a 297 km de altitude, um perigeu a 205 km de altitude, uma inclinação orbital de 63° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 89,53 minutos. No dia seguinte ao seu lançamento, o satélite manobrou para uma nova órbita com um apogeu a 320 km de altitude, um perigeu a 206 km de altitude, uma inclinação orbital de 63° e um período orbital de 89,77 minutos.

Após atingir a órbita terrestre o satélite FSW-3 (3) recebeu a Designação Internacional 2004-039A e o número de catálogo orbital 28424. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

O satélite levou a cabo todas as experiências que estavam previstas sem qualquer problema, sendo continuamente monitorizado pelo controlo de voo instalado em Xi'an. A cápsula do satélite FSW-3 (3) regressou à Terra a 16 de Outubro de 2004 após permanecer 18 dias em órbita terrestre. A cápsula sobreviveu à reentrada atmosférica e suspensa por um grande pára-quedas branco e vermelho, acabou por cair sobre uma casa (imagem em cima) situada na aldeia de Penglai, na zona de Tianbeizi, na região sudoeste da província de Sichuan. O telhado da casa ficou completamente destruído, mas a cápsula não sofreu qualquer dano. Ninguém ficou ferido nesta acidente e após ser inspeccionada a cápsula foi removida pelas autoridades chinesas, sendo posteriormente transportada para o centro de análises.

¹⁰ "China launches 20th recoverable science satellite", http://news.xinhuanet.com/english/2004-09/27/content_2029141.htm.

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Agosto e Setembro de 2004. 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 Agosto Órbita heliocêntrica	0615:57	2004-030A	28391 MESSENGER	Delta-2 Heavy-7925 (D307)	C.C.A.F.S., SLC-17B	1.066
04 Agosto 35803 / 26171 / 1,1 / 1198,0 (16 de Agosto)	3332:00	2004-031A	28393 Amazonas	8K82M Proton-M Breeze-M (53507 / 88508)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	5.500
11 Agosto 363 / 352 / 51,6 / 91,7	0503:07	2004-032A	28399 Progress M-50 (ISS-15P)	11A511U Soyuz-U (685)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (PC1 PU-5)	7.250
29 Agosto Regressou à Terra a 25 de Setembro de 2004	0830	2004-033A	28402 FSW-3 (2)	CZ-2C Chang Zheng-2C/2 (CZ2C/2-13)	Jiuquan	
31 Agosto Parâmetros orbitais não disponíveis	2317	2004-034A	28384 USA-179	Atlas-2AS (AC-167)	C.C.A.F.S., SLC-36A	
06 Setembro	1053	2004-F01	0319 Ofeq-6	Shavit-1	Palmachin	200
08 Setembro 593 / 578 / 97,7 / 96,4 602 / 593 / 97,7 / 96,6	2314	2004-035A	28413 Shi Jian-6A (SJ-6A)	CZ-4B Chang Zheng-4B/2 (CZ4B/2-7)	Taiyuan	880
		2004-035B	28414 Shi Jian-6B (SJ-6B)			350
20 Setembro 35738 / 8784 / 7,0 / 803,9	1031	2004-036A	28417 Edusat	GSLV (F01)	Ilha de Shriarikota	1.950
23 Setembro	1507	2004-037A	28419 Cosmos 2408	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	225
		2004-037B	28420 Cosmos 2409			225
24 Setembro	1650	2004-038A	28396 Cosmos 2410	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1	6.700
27 Setembro	0800	2004-039A	28424 FSW-3 (3)	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D/2-5)	Jiuquan	3.000

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Local
	1998-067AE	28386 (Destroço) ISS (Zarya)	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
	1998-067Z	28408 (Destroço) ISS (Zarya)	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
	1998-067AA	28409 (Destroço) ISS (Zarya)	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
	1998-067AB	28410 (Destroço) ISS (Zarya)	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
	1998-067AC	28411 (Destroço) ISS (Zarya)	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
	1998-067AD	28412 (Destroço) ISS (Zarya)	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
08 Setembro	2004-35C	28415 CZ-4B L-14	CZ-4B Chang Zheng-4B/2	Taiyuan
08 Setembro	2004-35D	28416 CZ-4B Adaptador	CZ-4B Chang Zheng-4B/2	Taiyuan
28 Setembro	1991-068AR	26030 (Destroço)	11K69 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32
24 Setembro	2004-038B	28397 Block-I	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC16/1
20 Setembro	2004-036B	28418 Último estágio GSLV	GSLV (F01)	Sriharikota Isl.
23 Setembro	2004-037C	28421 S3	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
	1965-108BG	05457 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8) ¹¹	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BJ	05515 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BK	05632 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BM	05986 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BL	05991 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BN	05992 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BH	05998 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BN	12815 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
	1965-108BQ	13958 (Destroço)	Titan-IIIC (3C-8)	Cabo Canaveral, LC41
24 Junho	1999-035F	28398 (Destroço) FUSE	Delta-2 7320-10 (D271)	Cabo Canaveral, SLC-17A
	1998-067AE	28422 (Destroço) ISS	8K82K Proton-K (395-01)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
27 Setembro	2004-039B	28425 L-35	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D-5)	Jiuquan
27 Setembro	2004-039C	28426 (Destroço)	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D-5)	Jiuquan
29 Agosto	2004-033E	28427 (Destroço) FSW-3 (2)	CZ-2C Chang Zheng-2C/2 (CZ2C/2-13)	Jiuquan
	2001-049NN	28428 (Destroço)	PSLV (C3) ¹²	Sriharikota Isl.
	2001-049NP	28429 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.
	2001-049NQ	28430 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.
	2001-049NR	28431 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.
	2001-049NS	28432 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.
	2001-049NT	28433 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.
	2001-049NU	28434 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.
	2001-049NV	28435 (Destroço)	PSLV (C3)	Sriharikota Isl.

¹¹ O lançamento do Titan-IIIC (3C-8) teve lugar às 1400:01UTC do dia 21 de Dezembro de 1965.

¹² O lançamento do PSLC (C3) teve lugar às 0453:00UTC do dia 22 de Outubro de 2001.

10 Dezembro	2001-056K	28436	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45/1
10 Dezembro	2001-056L	28437	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45/1
15 Maio	2002-024E	28438	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-4)	Taiyuan SLC
27 Outubro	2002-049C	28439	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5)	Taiyuan SLC
27 Outubro	2002-049D	28440	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5)	Taiyuan SLC
27 Outubro	2002-049E	28441	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5)	Taiyuan SLC
27 Outubro	2002-049F	28442	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-5)	Taiyuan SLC
08 Fevereiro	1962-002E	28443	(Destroço)	Thor Delta (317/D7)	Cabo Canaveral, LC-17A

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	D. Órbita
12 Fev.	Ree.	1979-079BK	28215 (Destroço)	11A511U Soyuz-U	31 Agosto	NIIP-53 Plesetsk	8931
20 Ago.	Ree.	1978-083L	28401 (Destroço) Cosmos 1030	8K78M Molniya-M	6 Setembro	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4	9480
30 Ago.	Ree.	1988-085AK	27989 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	5827
01 Set.	Ree.	2004-023B	28362 Delta-K (D305)	Delta-2 7925-9.5 (D305)	23 Junho	Cabo Canaveral, SLC-17B	70
09 Set.	Ree.	1987-079BA	27961 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-40	6203
10 Set.	Ree.	2004-010D	28186 Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2	27 Março	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	167
10 Set.	Ree.	2004-033B	28403 CZ-2C L-35	CZ-2C Chang Zheng-2C	29 Agosto	Jiuquan	12
15 Set.	Ree.	2003-058B	28130 Delta-K (D302)	Delta-2 7925-9.5 (D302)	21 Dezembro	Cabo Canaveral, SLC-17A	269
16 Set.	Ree.	1968-091CF	06138 (Destroço) Cosmos 249	11K68 Tsyklon-2A	20 Outubro	NIIP-5 Baikonur, LC90	13115
20 Set.	Ree.	2003-053F	28092 Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (407-02/12L)	24 Novembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	301
20 Set.	Ree.	2004-016B	28239 Block DM-SL (SL-21)	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-21)	04 Maio	Oceano Pacífico, Odyssey	139
22 Set.	Ree.	2004-009B	28189 PAM-D (D304) 1º estágio	Delta-2 7925-9.5 (D304)	20 Março	Cabo Canaveral, SLC-17A	186
28 Set.	Ree.	1991-015F	23236 (Destroço)	Ariane-44LP (V42)	02 Março	CSG Kourou, ELA-2	4959
27 Set.	Ree.	2004-039B	28425 L-35	CZ-2D Chang Zheng-2D/2 (CZ2D-5)	27 Setembro	Jiuquan	1
24 Set.	Ree.	2004-038B	28397 Block-I	11A511U Soyuz-U	24 Setembro	GIK-1 Plesetsk, LC16/1	6

Próximos Regressos e Reentradas

Previsão de reentrada atmosférica obtida a 11 de Outubro de 2004 e fornecida pela NASA-OIG para os objectos em órbita terrestre. Estes objectos deverão reentrar na atmosfera terrestre nos próximos 60 dias na data indicada.

Des. Int.	Nome	NORAD	Data
2004-038B	SL-04 R/B	28397	01 Outubro
2004-039B	CZ-6 R/B	28425	02 Outubro
1998-067AE	ISS DEB	28386	04 Outubro
1998-067AC	ISS DEB	28411	05 Outubro
1998-067AA	ISS DEB	28409	13 Outubro
1998-067Z	ISS DEB	28408	13 Outubro
1981-053LJ	COSMOS 1275 DEB	17636	15 Outubro
1998-067AB	ISS DEB	28410	15 Outubro
1994-029FW	PEGASUS DEB	24123	18 Outubro
1965-020BV	SL-8 DEB	01495	24 Outubro
1999-057BX	CZ-4 DEB	26185	03 Novembro
2001-049AM	PSLV DEB	27093	07 Novembro
1965-082AP	TITAN 3C TRANSTAGE DEB	01676	13 Novembro

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Novembro de 2004

Data	Lançador	Carga	Local
08 Novembro	Ariane-5ECA (V164)	XTAR-EUR Sloshsat-FLEVO Ballast	CSG Kourou, ELA-3
08 Novembro	Delta-2 7420-10C	Swift	C.C.A.F.S., SLC-17A
18 Novembro	Delta-4 Heavy/4050H	HLVOLSDP 3CSat-1 ('Sparkie') 3CSat-2 ('Ralphie') 3CSat-3 ('Petey')	C.C.A.F.S., SLC-37B
?? Novembro	11K68 Tsyklon-3	Sich-1M (Okean O1-N9) Mikron (MS-1TK)	GIK-1 Plesetsk
?? Novembro	KT-1 Kaituoazhe-1 (KT1-3)	Tansuo	Taiyuan

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

Data: 15 de Junho de 2005 **Veículo/Missão:** Soyuz TMA-6 / ISS-10S

Veículo lançador: 11A511FG Soyuz-FG

Local lançamento: GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)

Tripulação: Krikalyov (6); Phillips (1); Thiele (2) / Tyurin; Tani; ?????



Data: 14 de Maio 2005 **Veículo/Missão:** STS-114 / ISS-ULF-1

Veículo Lançador: OV-103 Discovery (31)

Local lançamento: KSC, LC-39B **Duração:** 12 dias

Tripulação: Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Thomas (4); Lawrence (3); Camarda (1)

Missão de Socorro STS-300 OV-104 Atlantis KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2)

?? de Julho de 2005 STS-121 / ISS-ULF-1.1 OV-104 Atlantis (27) KSC, LC-39B Duração 11 dias
Lindsey (4); Kelly M. (2); Sellers (2); Fossum (1); ?????; ?????; ?????

Missão de Socorro STS-300 OV-103 Discovery KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2)

23 de Dezembro de 2005 Soyuz TMA-7 / ISS-11S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Tokarev (2); McArthur (4) / Lazutkin; Williams J.

????? 2005 Shenzhou-6 CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6), Jiuquan
Zhai (?), Nie (?)

?? de ?? de 2005 STS-115 / ISS-12A P3/P4 OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39B Duração 11 dias
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)

?? de ?? de 2005 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-103 Discovery (32) KSC, LC-39 Duração 12 dias
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; ?????; Williams S. (1)

25 de Janeiro de 2006 STS-117 / ISS-13A OV-105 Endeavour (21) KSC, LC-39
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

20 de Março de 2006 STS-118 / ISS-13A.1 OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39
Kelly S., Hobaugh, Parazynski, Williams D., Morgan, Nowak

4 de Maio de 2006 STS-119 / ISS-15A S6 OV-103 Discovery (33) KSC, LC-39
?????, ?????, Gernhardt, ?????, Kondratiev

17 de Junho de 2006 Soyuz TMA-8 / ISS-12S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Vinogradov, Tani, Kondratiyev / Herrington, Yurchikhin, Kotov

30 de Junho de 2006 STS-120 / ISS-10A Node-2 OV-105 Endeavour (22) KSC, LC-39
Halsell, Poindexter, Lawrence, Sellers, Foreman, Wilson

????? 2006 STS-123 / ISS-ULF-2 OV-103 Discovery (34) KSC, LC-39
?????, ?????, ?????, ?????, Williams J., Lazutkin, Anderson C. / Lopez-Alegria, Treshschikov, Reisman

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. No 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
21 Jul.	0901	S014	Glory Trip GT-33PA	LG-118A Peacekeeper	Vandenberg AFB, LF-02
23 Jul.	0837	S015	Glory Trip GT-184GM	LGM-30 Minuteman III	Vandenberg AFB, LF-09
11 Ago.	1025	S016		RS-18 UR-100N (SS-19 Stiletto)	GIK-5 Baikonur
11 Ago.		S017		Shahab-3	Dasht-E-Kabir, Irão
29 Ago.	0726	S018		Agni-2	Balasure, Índia
08 Set.	0538	S019		R-29RM	K-84 Yekaterinburg, Mar de Barents
08 Set.	0730	S020		R-29	K-496 Borisoglebks, Mar de Barents
15 Set.	0801	S021	Glory Trip GT-186GM	LGM-30 Minuteman III	Vandenberg AFB, LF-04
29 Set.	1510	S022	SpaceShipOne (X1)	White Knight/SpaceShipOne	Aeroporto de Mojave, EUA

Quadro dos próximos Lançamentos Suborbitais

Data	Lançador	Local	Carga
04 de Outubro(*)	White Knight / SpaceShipOne	Aeroporto de Mojave, EUA	SpaceShipOne (X2)
?? de Outubro	Agni-3	Balasure, Índia	Ogiva Simulada
?? de Outubro	Wild Fire Mk4	Kindersley, Canadá	Wild Fire Mk4
09 de Novembro	HXLV	Edwards AFB, EUA	X-43A-3 (Hyper-X)
22 de Novembro	Castor-4B	Kiruna, Suécia	Maxus-6
?? de Novembro	Minuteman-2 (OSP/TLV-7)	Kodiak, EUA	IFT-15
?? de Novembro	Volna	Mar de Barents	IRDT-2R
?? de ??	GMD/BV-Plus (BVT-5)	Vandenberg AFB	EKV

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

Cronologia Astronáutica (XIX)

Por Manuel Montes

-15 de Novembro de 1912: Robert Esnault-Pelterie (imagem ao lado) prepara um relatório para a Sociedade Francesa de Física no qual se pronuncia sobre o interesse que a energia atómica pode ter no voo espacial, e especificamente no voo para a Lua. Esnault-Pelterie refere dados e cálculos de todo tipo, o que o qualifica como o fundador da ciência da Astronáutica teórica. Muitas das suas conclusões publicar-se-ão em "*Consideration sur les resultants d'un allegement indefini des moteurs*".



-1913: A novela "Sobre as Ondas do Éter", de B. Krasnogorskii, inclui uma descrição de uma nave gôndola equipada com uma vela solar. A sua viagem até Vénus utilizará uma espécie de espelho circular gigantesco que, ao receber o impulso da radiação procedente do Sol, permitirá o avanço e a aceleração através do espaço.

-1913: O russo G.A. Polevoi desenvolve um conceito de nave espacial lançada desde um sistema electromagnético. Um túnel equipado com numerosos solenóides em linha produziria uma aceleração de 1,6 km/s. A nave estaria preparada também com um motor próprio que assistiria no esforço inicial e também depois, a 150 km de altitude, proporcionando a velocidade necessária para alcançar o espaço.

-1913: André Mas e M. Drouet propõem o uso de uma roda giratória para o lançamento de uma nave espacial. A força centrífuga do mecanismo, chegado ao ponto adequado, permitiria a "descolagem". A rotação produzir-se-ia devido em primeiro lugar a um motor eléctrico e depois a uma turbina de vapor. Durante os próximos anos, outros engenheiros farão propostas semelhantes, mais ou menos sofisticadas.

-13 de Março de 1913: Produz-se a primeira tentativa de lançamento (documentado fotograficamente) de um homem a bordo de um foguetão. Frederick Rodman Law introduz-se num cilindro orientado de forma vertical e dotado de uma boa quantidade de pólvora de combustão lenta. Apesar da motivação da experiência parecer residir na filmagem de umas sequências para um filme, desconhece-se de qual se trata. Chegado o momento, porém, o foguetão explode em mil pedaços e envia o piloto não muito longe, afectado por graves queimaduras. Apesar de anunciar a realização de uma segunda tentativa, não se tem conhecimento de que Law se atrevera de novo.

-Abril de 1913: A revista *Scientific American* publica o artigo "Traveling Through Inter-stellar Space What Type of Motor Would You Employ?". O autor conclui que o foguetão é a resposta a este problema, apesar de que como exemplo põe o "voo" de Rodman Law, uma má experiência para os aspirantes a astronauta.



-1914: Tsiolkovsky publica um suplemento da sua anterior obra teórica (1911). Em "A Exploração do Espaço com Mecanismos Impulsionados por Foguetões" aprofunda um desenho de nave espacial. Nesta ocasião, as tubagens do combustível e o comburente realizam uma ampla volta antes de entrar na câmara de combustão. O objectivo de Tsiolkovsky é que o movimento dos gases provoque a estabilização do veículo como o faria um giroscópio. Além do mais, devido a um sistema de carburadores, os gases alimentam a combustão sem necessidade de bombas. Neste mesmo ano, Tsiolkovsky publica a sua obra de ficção "Sem Gravidade".

-1914: Giulio Costenzi, baseando-se sobre tudo em Esnault-Pelterie, edita um artigo na revista AER, a primeira contribuição italiana para o estudo da astronáutica que conhecemos.

-1914: Atraído pelo voo a grande velocidade, Eugene Sänger, futuro pioneiro da aeronáutica espacial, fabrica um modelo de avião-foguetão á escala, que fará voar devido ao impulso de um cartucho pirotécnico.

-25 de Fevereiro de 1914: Uma carta de *Southgate & Southgate* informa Robert Goddard da aceitação das suas duas primeiras patentes sobre desenhos de foguetões. Nisto se apoiarão as bases da tecnologia imprescindível para o desenvolvimento de tais veículos, como a câmara de combustão e a tubeira, a alimentação de combustíveis sólidos e líquidos, o conceito de foguetão a estágios, etc. A origem destes desenhos data das especulações de Goddard a partir de 1908. Apesar de se tratarem de ideias claras e bem definidas, são por vezes ambíguas e muito gerais. Uma das duas patentes (1.103.503) é-lhe outorgada a 14 de Julho de 1914 e contempla a utilização de um sistema de injeção de combustível numa câmara de combustão. A outra patente (1.102.653) tem a data de 7 Julho e mostra um foguetão de dois estágios. Em 25 de Julho, Goddard escreve à Marinha dos Estados Unidos enviando cópias dos seus desenhos para oferece-los como armas de guerra e assim financiar o seu desenvolvimento, mas a resposta, apesar de interessada, reclama mais informação e, se possível, amostras físicas dos inventos. Assim pois, apesar do seu delicado estado de saúde, que o impede de certas actividades, terá que decidir-se a passar da teoria à prática.



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 g/cm³, sendo o seu ponto de congelação a -259,0°C e o seu ponto de ebulição a -253,0°C.

NH₄ClO₄ – Perclorato de Amónia; O NH₄ClO₄ 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.