

Em Órbita

Vol. 3 - N.º 36 - Janeiro 2004

Crónicas Espaciais

Exploração planetária

Lançamentos orbitais em Outubro e Novembro de 2003

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



Índice

Imagem do mês	2
Em Órbita <i>on-line</i>	3
Voo espacial tripulado	
Estatísticas	5
Crónicas Espaciais de Don Pettit (VII)	6
Exploração Planetária	7
Lançamentos não tripulados	13
11K77 Zenit-3SL DM-SL	14
PSLV-C5	16
Titan-23G (G-9 'Cindy Marie')	19
CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	26
15A30 Rockot Breeze-KM	29
CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	32
CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-8)	36
8K82K Proton-K DM-2M (407-02/12L)	38
H-2A/2024 (6F)	42
Quadro de lançamentos recentes	45
Outros objectos catalogados	46
Lançamentos previstos para Janeiro	54
Próximos lançamentos tripulados	54
Regressos / Reentradas	50
Cronologia da Astronáutica (XI)	54
Explicação dos termos técnicos	57

No próximo Em Órbita

- Lançamentos orbitais em Dezembro de 2003

Com a chegada de 2004 aguarda-nos um ano cheio de acontecimentos importantes na exploração espacial.

O assalto a Marte e o possível regresso do vaivém espacial norte-americano irão certamente capitalizar as atenções de milhões de entusiastas em todo o mundo que agora sonham com o regresso humano à Lua e a primeira visita tripulada a Marte preconizada pelo Presidente dos Estados Unidos, George H. Bush. O programa espacial tripulado da NASA irá sofrer importantes alterações, agora que um calendário está estabelecido.

Deste número do Em Órbita fazem parte as habituais secções. De entre as rubricas especiais damos relevo a um artigo de José Matos sobre a exploração planetária.

A segunda parte do artigo sobre os MER será publicada em Fevereiro de 2004.

Rui C. Barbosa

Braga, 18 de Janeiro de 2004

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

Neste número colaboraram José Roberto Costa, José Matos, 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 rbc@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

rbc@netcabo.pt

A 18 de Outubro de 2003 o último foguetão Titan-23G era lançado desde o SLC-4W da Base Aérea de Vandenberg. A missão G-9 'Cindy Marie' iria colocar em órbita o tão adiado satélite militar meteorológico DMSP 5D-3 F-16.

Imagem do mês



Ao contrário do que se pensa, o primeiro programa dos Estados Unidos que teve como objectivo a colocação de um satélite em órbita terrestre foi o Programa CORONA. O Programa CORONA era um programa de origem militar (WS-117L) destinado a obter imagens de valor militar do território soviético. Os satélites tinham a designação Discoverer para encobrir a sua natureza militar. Todos os lançamentos foram realizados desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, e o primeiro teve lugar a 28 de Fevereiro de 1959. A imagem em cima mostra-nos o foguetão Thor Agena-B (327/1120) que deveria colocar em órbita o satélite Discoverer-37 (CORONA KH-3 9030) no dia 13 de Janeiro de 1962 a partir da Plataforma 75-3-4. Infelizmente o satélite nunca atingiu a órbita terrestre (1962-F01).

Em Órbita on-line

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



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

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

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

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

A secção dos Conteúdos possui cinco áreas distintas:

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

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

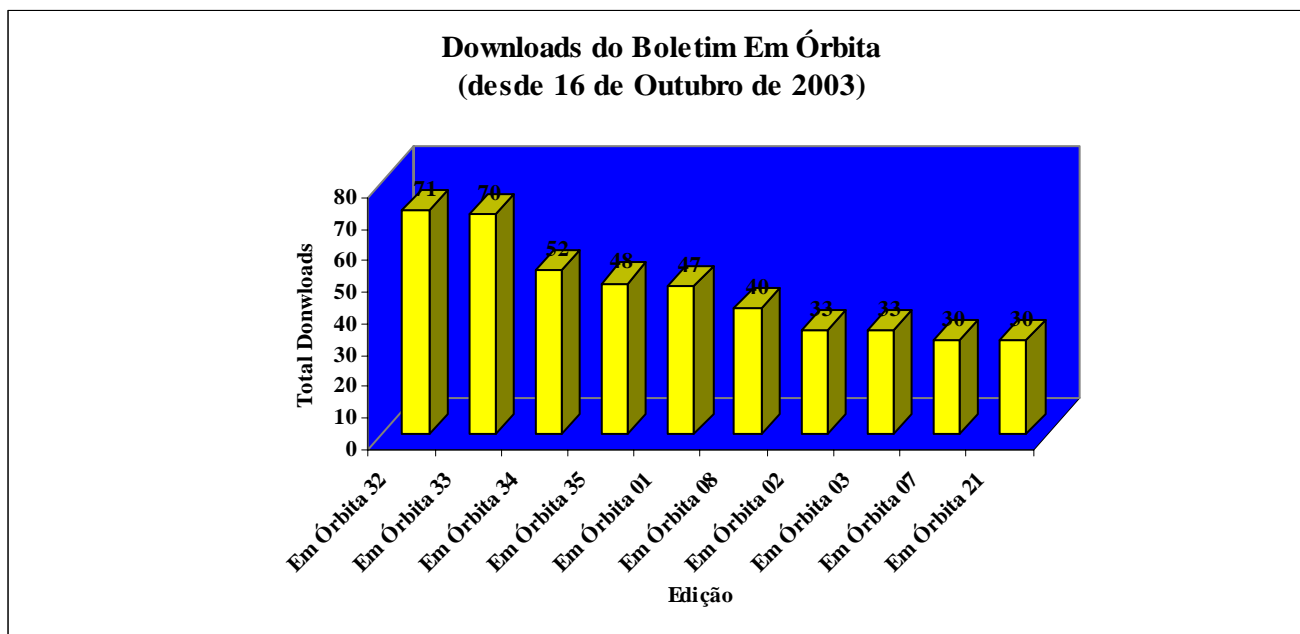
A secção dos **Últimos Informes** está relacionada com acontecimentos que tenham ocorrido dentro da temática, nomeadamente informações sobre os lançamentos orbitais e outros acontecimentos importantes.

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

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

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

Até às 0000UTC do dia 18 de Janeiro de 2004 tiveram lugar mais de 1.599 acessos à página do *Em Órbita* (desde 16 de Outubro de 2003), tendo sido realizados um total de 1.098 *downloads* das edições do boletim *Em Órbita*.



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



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

Voo espacial tripulado

Estatísticas

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

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

Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 09m 36s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 36s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	624d 09h 21m 36s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Yurievich Kaleri	528d 03h 57m 57s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

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

Os 10 voos mais longos

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

Os 10 mais experientes em AEV

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

Astronautas com maior número de voos

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

Número de cosmonautas e astronautas por país

E.U.A.	270	Bulgária	2	Eslováquia	1	Mongólia	1
U.R.S.S. / Rússia	98	Afeganistão	1	Espanha	1	Polónia	1
Alemanha	10	África do Sul	1	Holanda	1	Roménia	1
França	9	Arábia Saudita	1	Hungria	1	Síria	1
Canadá	8	Áustria	1	Índia	1	Suíça	1
Japão	5	Checoslováquia	1	Inglaterra	1	Ucrânia	1
Itália	4	China	1	Israel	1	Vietname	1
Bélgica	2	Cuba	1	México	1	TOTAL	431

Crônicas Espaciais (VII)*Por Don Pettit, ISS Expedition Six Science Officer***Don Pettit**
Space Chronicles **“Land Oh!”**

Por vezes os continentes encontram-se completamente cobertos por nuvens e é impossível determinar a nossa posição sobre o planeta. Nestas circunstâncias, é fácil pelo menos determinar-nos se nos encontramos sobre a América. Se observarmos uma encruzilhada de nuvens de condensação, provocadas pelas passagens de aviões a jacto, que brilham no céu devido à luz solar, então é muito provável que nos encontremos sobre a América.

Esta situação é particularmente importante para determinar a nossa chegada à costa Oeste dos Estados Unidos. Usualmente o céu está coberto de nuvens quando nos aproximamos da linha costeira, mas os rastros no céu ajudam-nos a gritar “Land Oh!”

O Canadarm2 (ou Space Station Remote Manipulator System – SSRMS) tem como fundo o Mar das Caraíbas nesta imagem obtida desde a ISS. É também visível a ilha de Porto Rico. Imagem: NASA.

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



Exploração planetária

Por José Matos

Explorar

Explorar outros mundos nunca foi um trabalho fácil. Neil Armstrong e Edwin Aldrin descobriram isso quando chegaram pela primeira vez à Lua em Julho de 1969. Armstrong deve ter apanhado um grande susto quando viu que o sítio escolhido para pousar na Lua era uma zona semeada de pedregulhos. Em piloto manual lá conduziu o *Eagle* para um local mais seguro. Alunou 20 segundos antes do combustível acabar. Foi ele o primeiro a sair de dentro daquele aranhão preto e dourado. Cautelosamente desceu pela escada e deu um saltinho para a superfície lunar que o aguardava. Quanto a Aldrin, mal pousou na Lua sentiu uma vontade enorme de urinar. E urinou mesmo dentro do fato numa bolsa especialmente preparada para tais necessidades. Só que ao descer para a Lua a bolsa rompeu-se e a urina escorreu pela perna. Já na Lua, Armstrong marcou o solo lunar com a sua primeira pegada da qual não temos fotografias ao contrário do que muita gente pensa. Na Terra, toda a missão era seguida pela televisão. As imagens da



Aldrin desce as escadas do módulo lunar, uma das imagens mais divulgadas da Apollo 11. Ao contrário do que muita gente pensa esta imagem mostra o segundo homem a descer na Lua e não o primeiro. Imagem: cortesia do *National Space Science Data Center (NSSDC)*

superfície mostravam uma espécie de deserto cinzento com um

O misterioso Mr. Gorsky

A 20 de Julho de 1969, na qualidade de comandante do módulo lunar da Apollo-11, Neil Armstrong foi o primeiro homem a andar na Lua. As suas primeiras palavras depois de caminhar sobre o satélite "*That's one small step for a man, one giant leap for mankind*", foram transmitidas por televisão para a Terra e ouvidas por milhões de pessoas. Mas imediatamente antes de reentrar no módulo, proferiu a enigmática observação: "Boa sorte Mr. Gorsky". Muitos na NASA pensaram que se tratava de uma piada de circunstância visando um qualquer cosmonauta soviético rival. No entanto, e depois de se ter investigado, não havia nenhum Gorsky tanto no programa espacial soviético como no americano.

Ao longo dos anos, muita gente questionou Armstrong a respeito do seu "Boa sorte Mr. Gorsky" ao que ele apenas sorria. Em 5 de Julho de 1995, em Tampa Bay, na Florida, enquanto respondia a perguntas depois de uma conferência, um jornalista trouxe de novo à discussão a velha questão de 26 anos. Mas desta vez, finalmente, Neil Armstrong respondeu que Mr. Gorsky já tinha morrido e achou que já podia revelar o mistério.

Em 1938 quando era um miúdo e vivia numa pequena cidade do Midwest, estava a jogar basebol com um amigo nas traseiras da casa. O amigo bateu uma bola que voou e aterrou no jardim do lado junto à janela do quarto. Os vizinhos eram o casal Gorsky. Quando se aproximou da janela para apanhar a bola, o jovem Armstrong ouviu Mrs. Gorsky gritar para Mr. Gorsky:

- "Sexo oral! Tu queres sexo oral?! Pois só vais ter sexo oral quando o miúdo aqui do lado andar na Lua!"

O mistério estava esclarecido.

A verdade é que Neil Armstrong nunca disse isto e esta história não passa de anedota.

céu escuro como carvão. O astronauta Aldrin chamou-lhe "magnífica desolação". O chão da Lua era fino e poeirento. A poeira agarrava-se mesmo às botas dos astronautas, que davam pequenos pulos para se movimentar devido à baixa gravidade lunar. A paisagem silenciosa recebeu os dois astronautas. Não havia selenitas nem outros habitantes à espera. Os selenitas que Kepler tão bem descrevia no seu livro *Sonnium* (O Sonho), tinham ficado em casa, se calhar a ver tudo pela televisão.

A corrida espacial já tinha começado há 12 anos quando a *Apollo 11* chegou à Lua, mas foi justamente aqui que os norte-americanos a venceram. Durante anos tinham ficado para trás ultrapassados a todos os níveis pelos soviéticos. Agora tinham a sua vingança.

A Lua aqui tão perto

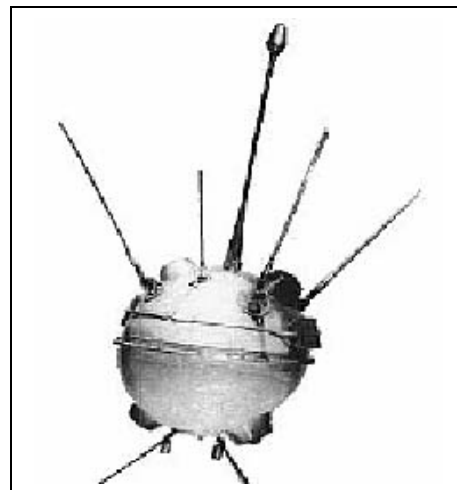
Mas a guerra pela conquista da Lua tinha começado em Setembro de 1959, quando a *Lunik 2* (*Luna 2*), embateu na superfície lunar. O choque esmagou a pobre sonda, mas foi um bom golpe de propaganda para a URSS e para Nikhita Khrutchev, que estava prestes a visitar os Estados Unidos. O líder soviético não resistiu em oferecer uma réplica da sonda ao presidente Eisenhower, como prova da capacidade tecnológica soviética.

Em 1958, um ano depois do lançamento do primeiro satélite, o *Sputnik 1*, os soviéticos lançaram a *Luna 3* que passou por detrás do nosso satélite, regressando depois às proximidades da Terra. Tirou 29 fotografias da face oculta da Lua, mas só 17 foram transmitidas com sucesso para casa. Apesar de toscas foram um grande triunfo para a equipa responsável pela missão. Era a primeira vez que na Terra se via a outra face da Lua. E era diferente daquela que está voltada para nós. Cheia de crateras e somente com um pequeno mar que foi logo baptizado de Mar de Moscovo. Esta diferença de aspecto entre uma face e outra ainda hoje é um mistério. Sabemos que os mares são antigas bacias de impacto preenchidas por lava. Por isso, é estranho que não existam também grandes bacias de impacto no lado oculto. Parece que os grandes meteoritos tiveram preferência pelo lado que está voltado para nós.

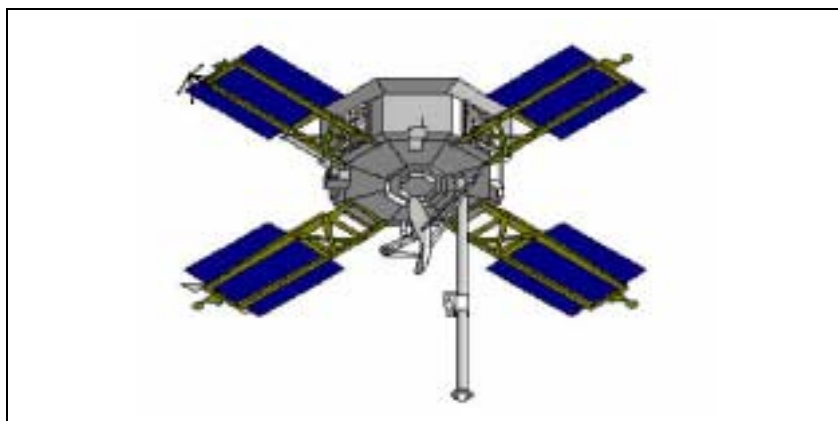
A resposta norte-americana demorou três anos, mas em Abril de 1962 lá conseguiram lançar a sonda *Ranger 4*, que também embateu na Lua, embora não tenha transmitido dados devido a uma falha nas comunicações logo após o lançamento. Mas entre 1964 e 1965 as sondas lunares *Ranger 7, 8 e 9* conseguiram resultados verdadeiramente úteis ao enviarem para a Terra cerca de 17 mil fotografias que mostravam a superfície lunar com grande detalhe.

A técnica de abordagem era simples, embora pouco recomendável para a integridade física das sondas. Cada *Ranger* transportava dentro de si seis câmaras de televisão que iam sempre filmando até a sonda embater na Lua. Era assim que as imagens de grande detalhe eram feitas. Porém, já nessa altura os soviéticos estavam a tentar pousar suavemente na superfície do nosso satélite natural. As sondas *Luna 5, 6, 7 e 8* falharam o objectivo, mas a *Luna 9* conseguiu a primeira alunagem em Fevereiro de 1966 e as primeiras fotos panorâmicas da Lua. Curiosamente as imagens foram publicadas pelo *Times* de Londres antes de terem saído na imprensa soviética, o que deixou os soviéticos furiosos. A razão de tal antecipação deve-se a Bernard Lovell do Observatório de Jodrell Bank da Universidade de Manchester, que as captou usando o radiotelescópio do observatório. Uma fuga de informação fez o resto e as imagens apareceram no *Times*.

Desta vez a resposta americana foi rápida com o lançamento três meses depois da sonda *Surveyor 1*. Entre 1966-68 cinco sondas desta série foram bem sucedidas na Lua e enviaram para a Terra mais de 80 mil imagens, além de terem verificado que o solo lunar era capaz de aguentar o módulo de alunagem das missões *Apollo*. Estas sondas usavam um retro foguetão para diminuir a sua velocidade de descida até chegarem muito perto da Lua. A 4,3 metros de altura, desligavam o foguete e caíam no solo, tendo uma almofada



A sonda Luna-2, que em 1959 se tornou o primeiro artefacto humano a atingir a Lua. Imagem: cortesia do National Space Science Data Center (NSSCD).



A sonda Mariner-6 que em 1969 visitou Marte, mais a sua irmã gémea, a Mariner-7. Imagem: Steven Dutch, *Natural and Applied Sciences* – Universidade do Wisconsin.

em cada um dos seus três pés para amortecer o impacto. Uma delas, a *Surveyor 3*, foi mesmo protagonista de uma história curiosa, pois levou acidentalmente para a Lua bactérias da Terra na sua câmara de televisão. A câmara foi depois recuperada pelos astronautas da *Apollo 12* e analisada em laboratório, onde se verificou que tinha bactérias vivas. Até hoje, na história das bactérias, foram as únicas que foram à Lua e vieram.

Sondas para os planetas

Foi também nos anos 60 que se começou a pensar em enviar sondas para os planetas mais próximos da Terra, ou seja, Vénus e Marte. Eram dois alvos apetecíveis e tanto soviéticos como norte-americanos fizeram várias tentativas, mas estes últimos tiveram desta vez algum sucesso. A sonda Mariner 2 foi a primeira

sonda a passar perto de Vénus, a 35 mil quilómetros de distância, em Dezembro de 1962. A revista *National Geographic* chamou-lhe uma “libelinha no espaço”, embora fosse uma libelinha sem olhos, pois os projectistas da missão pensavam que as câmaras fotográficas roubavam espaço a outros instrumentos mais importantes. Mesmo assim, enviou informações importantes sobre a composição da atmosfera e a temperatura na superfície do planeta. Os dados enviados pela Mariner 2 davam conta de um mundo terrivelmente tórrido com 400 graus centígrados de temperatura.

O planeta das ilhas pantanosas rodeadas por mares turbulentos imaginados noutros tempos esfumou-se num instante. Vénus era um mundo desolador. Três anos depois, em Julho, a Mariner 4 passou a 10 mil quilómetros de Marte onde tirou as primeiras fotografias do planeta vermelho. A sonda estava programada para tirar 22 fotografias, o que fez com sucesso, embora a transmissão das imagens para a Terra tivesse sido muito lenta devido à baixa potência do emissor (demoraram cerca de 10 dias para serem todas recebidas).

As imagens mostravam um planeta coberto de crateras, como a Lua, embora mais tarde se tenha visto com outras missões que Marte não é nada parecido com a Lua. No entanto, as duas missões seguintes, a *Mariner 6* e *7*, voltaram a confirmar este cenário, o que levou um dos membros da equipa da *Mariner* a dizer: “Uma paisagem monótona, tão morta como um dodô”. Só que estava enganado. Marte era na verdade um planeta fantástico à espera de ser descoberto.

Mas os soviéticos estavam destinados a ter sucesso em Vénus. Em 1 de Março de 1966, a sonda *Venera 3* tornou-se no primeiro engenho terrestre a chocar com a superfície doutro planeta ao embater na superfície de Vénus, embora sem grandes resultados científicos. Mas em Outubro do ano seguinte, a sonda *Venera 4* desceu através da atmosfera venusiana, usando um pára-quadras. A sonda transmitiu dados sobre as condições reinantes, nomeadamente sobre a elevada pressão atmosférica, que a esmagou antes desta chegar à superfície.

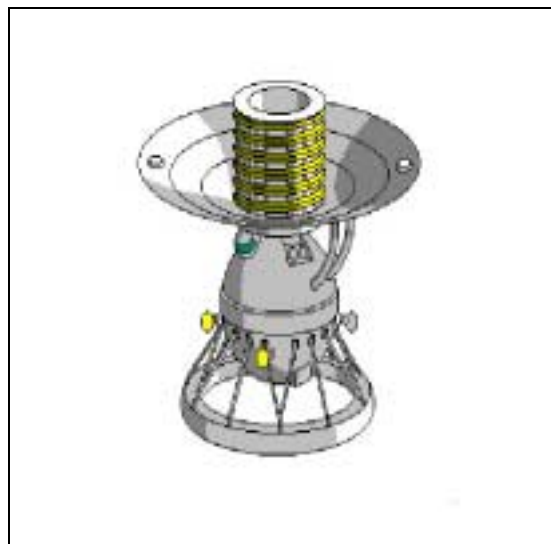
A conquista da Lua

No entanto, foi na Lua que a corrida espacial teve o seu marco mais importante com a chegada do primeiro homem à Lua em Julho de 1969. As missões *Apollo* tiveram na sua origem fortes motivações políticas, mas não obstante, foram marcantes em termos científicos, pois permitiram a recolha de rochas de vários locais da Lua, que possibilitaram uma datação absoluta desses mesmos locais, algo que nunca se tinha conseguido até então. Para a geologia lunar, as seis missões realizadas tiveram um impacto enorme, embora fossem necessárias mais algumas para um estudo detalhado do nosso satélite natural. Mas cumprido o objectivo político, a Lua foi literalmente abandonada e a geologia lunar ficou limitada aos dados recolhidos pelas *Apollo* e pouco mais.

O programa *Apollo* tinha sido construído à volta de um compromisso político assumido pelo Presidente Kennedy no início dos anos 60 de “colocar um homem na Lua e fazê-lo regressar em segurança, antes do fim desta década”. Naquele tempo, os americanos estavam ainda chocados com o lançamento do *Sputnik 1*, com a *Laika* ou com o voo do primeiro cosmonauta soviético. Eram várias derrotas seguidas no campo da corrida espacial. Era preciso arranjar algo que calasse os soviéticos. Pôr um homem na Lua era uma boa ideia. Neil Armstrong e Edwin Aldrin cumpriram assim a promessa de Kennedy. As alunagens *Apollo* ofuscaram completamente todas as missões especiais anteriores. Nada se comparava aquilo. Os Estados Unidos tinham vencido a corrida. Mas se era possível ir à Lua por que não ir mais longe e construir por lá uma base ou então ir até Marte? Na NASA havia quem pensasse nisso, embora os custos de tais planos fossem cinco vezes superiores aos do programa *Apollo*. Mas, mesmo assim, a agência tentou a sua sorte pedindo um aumento significativo para o orçamento de 1971. A resposta foi uma redução em 50% em relação àquilo que tinha em meados da década de 60. O sonho de uma base lunar ou de uma viagem a Marte esfumava-se no ar. O ser humano voltava à segurança da órbita baixa em torno da Terra.

Mas apesar dos cortes, a NASA não parou e durante a década de 70, lançou novas missões de exploração planetária. A competição com os soviéticos continuava e ninguém queria ficar para trás.

Os soviéticos continuaram a explorar Vénus, tendo conseguido fazer pousar na superfície duas sondas com sucesso em Outubro de 1975. As *Venera 9* e *10* aguentaram o tempo suficiente para transmitirem as primeiras imagens da superfície de Vénus. Registaram também a temperatura (485°C) e a pressão atmosférica – 90 vezes a da Terra. Fritas pela temperatura deixaram de funcionar ao fim de uma hora.

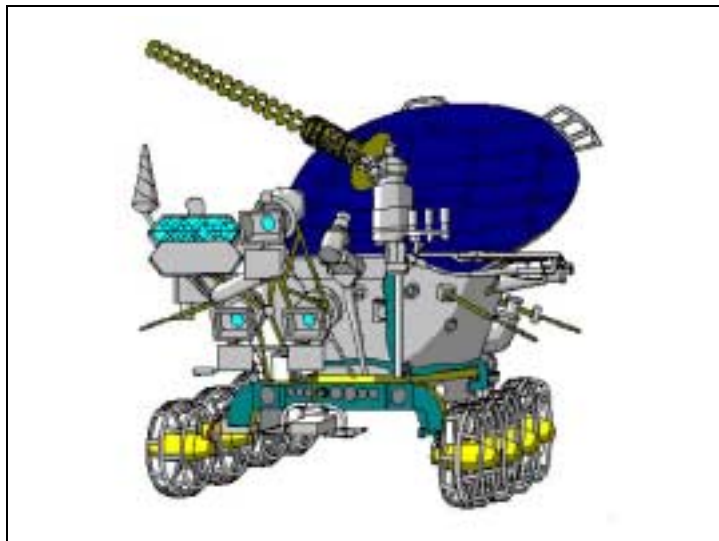


As sondas Venera foram as primeiras a conseguir transmitir imagens da superfície de Vénus. Imagem: : Steven Dutch, *Natural and Applied Sciences* – Universidade do Wisconsin.

Os soviéticos continuavam, no entanto, interessados em Marte, mas sem grande sucesso. Os módulos de pouso das *Mars 2* e *3* falharam os seus objectivos em Maio de 1971. O primeiro despenhou-se devido a uma falha nos retro foguetões e o segundo foi provavelmente apanhado por uma tempestade de areia durante a descida e avariou. Outros desaires aconteceram às sondas *Mars 4*, *5*, *6* e *7* em 1974. Foi uma época para esquecer. Aqui os americanos tiveram melhor sorte com a sonda *Mariner 9* que em 1971 transmitiu para Terra mais de 7 mil imagens do planeta vermelho. Foi a *Mariner 9* que descobriu os grandes vulcões de Marte como o Monte Olimpo e os canais que percorrem a superfície marciana e que lembram leitos secos de antigos de rios.

Uma conquista viking

Mas foi justamente no planeta vermelho que os EUA conseguiram uma das missões mais marcantes da década quando em



Representação de um Lunokhod. Imagem: Steven Dutch, *Natural and Applied Sciences*, Universidade do Wisconsin

1976 fizeram pousar em Marte duas sondas muito famosas: a *Viking 1* e *2*. Estes dois engenhos realizaram várias experiências com o objectivo de detectar indícios de vida em Marte e embora os resultados tenham sido inconclusivos, os módulos orbitais das *Viking* foram muito úteis no reconhecimento de Marte, obtendo inúmeras fotos do planeta, que foram durante muitos anos as melhores fotografias que tivemos deste planeta. Cada *Viking*, no entanto, tinha um braço comprido criado para recolher amostras do solo e depositá-las no interior de um laboratório biológico capaz de detectar formas de vida simples. Mas as experiências realizadas nada detectaram de concreto, embora ainda hoje sejam motivo de controvérsia.

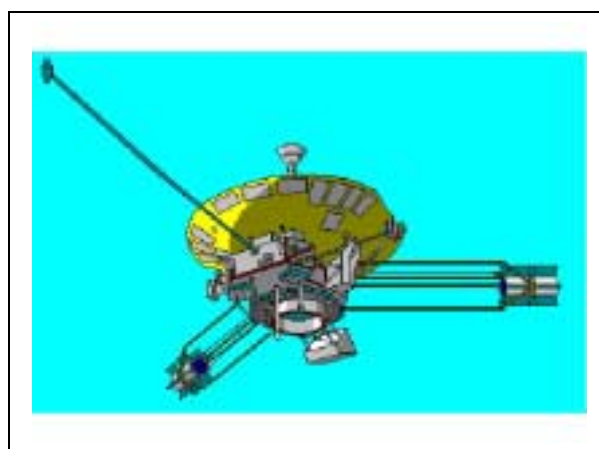
Convém ainda lembrar nesta década, algumas missões feitas à Lua pelos soviéticos que tiveram um certo sucesso. Em Setembro de 1970, a sonda *Luna 16* recolheu algumas amostras de solo lunar com uma broca e enviou-as para a Terra numa pequena cápsula. Foram as primeiras amostras de

rocha lunar a que os soviéticos tiveram acesso. Em Novembro do mesmo ano, a *Luna 17* desceu no Mar das Chuvas e libertou na superfície uma panela com oito rodas. Nos 11 meses seguintes, este *Lunokhod* enviou para a Terra mais de 20 mil imagens e percorreu cerca de 10 km. Foi seguido por um segundo em 1973, que em apenas 4 meses de actividade percorreu 37 km, além de fazer 80 mil fotos. Em 1972 e 1976 as *Luna 20* e *24* repetiram a façanha da *Luna 16* e conseguiram trazer mais algumas amostras de solo lunar para a Terra. E assim acabou a exploração lunar soviética.

Entretanto, em 1974-75, a sonda *Mariner 10* passou perto de Mercúrio por três vezes e tirou milhares de fotografias ao planeta fazendo assim um mapa de 40 por cento da sua superfície. Depois das três passagens o transmissor da sonda avariou-se, mas as imagens enviadas para casa mostraram um planeta mutilado cheio de crateras e falhas com uma superfície muito antiga. Parecia que tinha sofrido um bombardeamento pesado. Outros aspectos estranhos sobre este planeta também foram revelados como a existência de um ténue campo magnético. Mas Mercúrio era o último planeta do sistema solar interior que faltava desvendar. Restava agora conhecer melhor o sistema solar exterior. Os planetas gigantes estavam à nossa espera.

Rumo aos gigantes

As sondas *Pioneer 10* e *11* lançadas em 1972 e 1973 foram as primeiras a aventurar-se neste reino longínquo. Depois de terem passado por Júpiter e ainda por Saturno no caso da *Pioneer 11*, dirigiram-se para os limites do Sistema Solar levando consigo uma placa com uma mensagem para o caso de um dia serem encontradas por uma civilização extraterrestre longe do nosso sistema planetário. Mas chegar a Júpiter e Saturno não era tarefa fácil. Eram dois planetas distantes e as duas sondas precisavam de ajuda para lá chegar. Para escapar à gravidade terrestre precisavam do impulso de um foguetão, mas para viajar no espaço era mais complicado. Até que alguém se lembrou que



Representação da Pioneer-10. Imagem: (Steven Dutch, *Natural and Applied Sciences*, Universidade do Wisconsin

podiam usar o truque de aproveitar a gravidade dos planetas que iam encontrando pelo caminho para ganhar velocidade. E foi isso que fizeram.

Um foguetão *Atlas-Centauro* lançou a *Pioneer 10* em Março de 1972. Em Julho desse ano a nave passou pela cintura de asteróides sem qualquer problema e abriu caminho em direcção a Júpiter. Acelerada pelo gigante gasoso a sonda passou por ele a 132 mil quilómetros por hora em Dezembro de 1973. Obteve imagens do planeta e analisou a intensa radiação que existe à volta deste gigante. Depois seguiu para os limites do sistema solar e quando a sua missão terminou formalmente em Março de 1997, encontrava-se a uma distância de 10 mil milhões de quilómetros da Terra. Entretanto, a *Pioneer 11* era lançada em Abril de 1973. Passou por Júpiter em 1974, a uma velocidade de 173 mil quilómetros por hora, seguindo depois para Saturno onde chegou em 1979. Em Júpiter fotografou a Grande Mancha vermelha e as regiões polares do planeta. Em Saturno obteve as primeiras imagens de perto do planeta, descobriu duas novas luas e um anel adicional no sistema de anéis. Depois do encontro com Saturno rumou aos confins do sistema solar e desde Novembro de 1995 que não temos nenhum contacto dela. Mas sabemos que tanto uma como a outra continuam a sua viagem solitária rumo às estrelas. A *Pioneer 10* deverá alcançar a estrela vermelha Aldebaran na constelação do Touro situada a 67 anos-luz da Terra, dentro de 2 milhões de anos. Quanto à *Pioneer 11* ruma na direcção da constelação da Águia e passará perto de uma das estrelas desta constelação dentro de 4 milhões de anos. A menos que sejam capturadas por extraterrestres poderão vaguear pela galáxia durante milhões de anos. Mas se forem encontradas por algum ser inteligente, este saberá alguma coisa sobre o sítio donde partiram. E se for mesmo um ser inteligente não quererá nada conosco.

Seguindo o mesmo caminho, as sondas *Voyager* partiram de Cabo Canaveral em 1977 chegando a Júpiter em 1979 e a Saturno em 1980-81. Aqui a *Voyager 1* partiu em direcção às estrelas, enquanto que a *Voyager 2* seguiu para Urano, onde chegou em Janeiro de 1986 e Neptuno que alcançou em Agosto de 1989. De todas as missões de exploração planetária realizadas até hoje, esta foi a que visitou mais planetas e a que fez a mais vasta exploração do Sistema Solar. Os dados que estas sondas enviaram sobre Saturno, Urano e Neptuno, ainda são hoje em dia os mais detalhados que temos sobre estes planetas. O projecto *Voyager* foi idealizado em meados dos anos 60 e na altura parecia uma missão impossível devido às distâncias que as naves tinham que percorrer para alcançar os planetas gigantes. Mas usando a gravidade dos planetas como ajuda a viagem podia realizar-se e os gigantes gasosos estavam prestes a entrar numa configuração favorável a tal possibilidade. Na altura da exploração os quatro gigantes estariam alinhados para que as naves saltassem de planeta em planeta. As sondas usariam a gravidade dos planetas como uma fisga gravitacional para acelerar para as etapas seguintes. E foi justamente essa a técnica que usaram para fazer a viagem. As velhinhas *Pioneer* foram as primeiras a abrir o caminho. As *Voyager* mais jovens e velozes foram atrás. A *Voyager 1* não teve um papel tão importante como a sua irmã gémea, pois quando chegou a Saturno em 1980 (antes da *Voyager 2*) ainda era cedo para fazer o desvio em direcção a Urano. Mas em compensação será no futuro a primeira nave terrestre a deixar o sistema solar, pois é a que se encontra actualmente mais distante da Terra. A sonda encontra-se na mais profunda escuridão numa ambiente carregado de partículas atómicas lançadas pelo Sol. São prótons e electrões livres que constituem o chamado vento solar que a sonda detecta e analisa ainda com os seus instrumentos. Estas partículas formam uma vasta bolha conhecida como heliosfera que no fundo corresponde à zona de influência energética do Sol. Determinar as características das partículas que constituem a heliosfera bem como seu limite é hoje em dia a missão da *Voyager 1*. À semelhança das *Pioneer*, cada *Voyager* também leva consigo uma mensagem, mas desta vez na forma de um disco de cobre revestido de ouro chamado “*Sons da Terra*”, que inclui saudações em 55 idiomas, música de rock a Beethoven e sons naturais do nosso planeta, para esclarecer qualquer extraterrestre que um dia o encontre. Resta saber se os extraterrestres têm gira-discos para o decifrar, embora o disco tenha desenhado na capa as instruções para o seu uso e leve uma agulha junto dele. Da língua portuguesa leva apenas uma saudação em português do Brasil: “*Paz e felicidade para todos*”.

Além do sucesso da missão *Voyager*, há apenas a registar na década de 80, as últimas missões realizadas a Vénus pelos soviéticos e as cinco missões ao cometa Halley em 1986, uma delas levada a cabo pela Agência Espacial Europeia (ESA), cuja sonda fotografou o núcleo do cometa Halley em actividade. O núcleo parecia um amendoim com jactos à volta e embora a câmara da sonda tenha avariado depois do encontro, foi uma missão muito importante no estudo deste cometa.

Uma nova filosofia

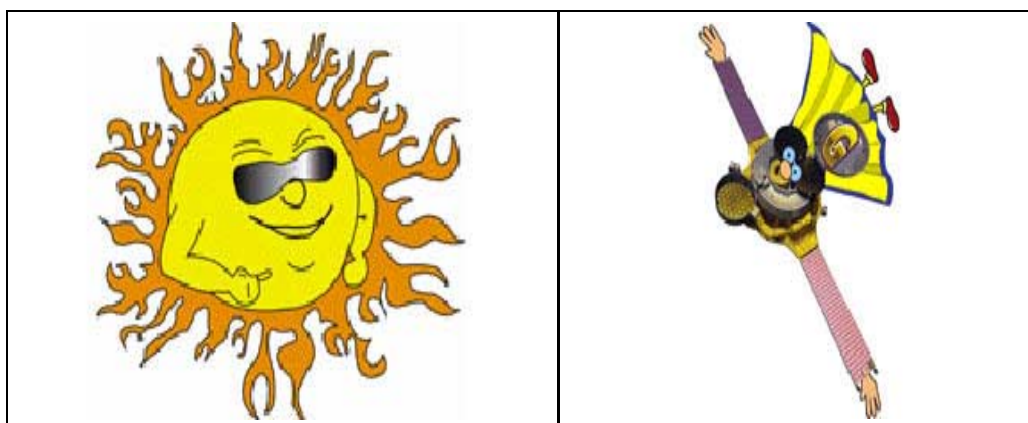
Mas com o fim da Guerra-fria e da corrida espacial, a Rússia afastou-se da exploração planetária por falta de verbas e a NASA foi obrigada a reduzir o seu orçamento. Perante este novo cenário, a agência espacial norte-americana adoptou a política do “*faster, better and cheaper*”, uma nova filosofia para os anos 90, caracterizada por pequenas missões de custos baixos e de montagem rápida. É este novo tipo de filosofia espacial que tem prevalecido desde então, embora tenham sido feitas algumas missões de grande envergadura como foi o caso da *Galileu* a Júpiter e da *Cassini-Huygens* a Saturno. Foram missões planeadas ainda no tempo áureo da exploração planetária, que acabaram por ser concretizadas. No entanto, estas duas missões marcam efectivamente o fim de uma época dourada, que nunca mais voltará. Na verdade, tudo está a encolher na exploração planetária desde os orçamentos até ao peso das sondas. Das 2 toneladas que pesa a *Cassini-Huygens*, passou-se para sondas com 500 quilos de peso como a *NEAR* ou mesmo 295 quilos como a *Lunar Prospector*. A obsessão pelo micro deverá levar a naves cada vez menores do tamanho de uma cegonha na sua versão mais reduzida. E ser do tamanho de uma cegonha tem obviamente as suas vantagens. É óbvio que a exploração planetária do Sistema Solar continuará com missões mais modestas é certo, mas igualmente capazes de nos revelarem os segredos doutros mundos. Um exemplo

acabado desta nova filosofia foi a missão da *Mars Pathfinder* a Marte no Verão de 1997. Celebrada como uma missão de grande sucesso permitiu que toda a gente visitasse Marte através dos olhos da sonda e do pequeno robô *Sojourner*. Com a *Pathfinder* estivemos todos em Marte. Imagens a 3-D da paisagem marciana davam justamente essa sensação. E o *Sojourner* inaugurou uma nova era de veículos teleguiados que no futuro permitirão explorar com alguma mobilidade outros locais marcianos. Veremos isso novamente em 2004 quando dois rovers (*Espírito* e *Oportunidade*) chegaram pela segunda vez ao planeta. Mais dotados do que o *Sojourner* serão capazes de percorrer um quilómetro durante os três meses em que estiverem em operação. Cada um leva nove câmaras e três espectrómetros, o que é um aumento significativo de instrumentos em relação ao *Sojourner* que levava apenas três câmaras e um espectrómetro. Voltaremos a sonhar com Marte e com viagens tripuladas ao planeta. É claro que sonhar é fácil o pior é fazer. E muito do que se diz a propósito de viagens tripuladas a Marte não passa realmente de sonhos sem grande fundamento na realidade. Ir a Marte com astronautas é do mais difícil que se pode conceber e não sabemos se será mesmo possível tal viagem nos próximos 20 ou 30 anos.

Sementes e batatas das origens

Convém, no entanto, lembrar que algumas das missões mais importantes dos próximos anos serão americanas e terão uma importância fundamental para a compreensão da origem do sistema solar. A *Stardust* (poeira de estrelas) é uma das tais. Está a realizar a primeira expedição para colher material de um cometa e trazê-lo para a Terra. Para isso, usará folhas de um novíssimo material, chamado aerogel, feito à base de silício, que funciona neste caso, como uma espécie de uma cola. A sonda vai visitar o cometa Wild 2, em Janeiro de 2004, a 280 milhões de quilómetros do nosso planeta. Em Janeiro de 2006, a sonda voltará para perto da Terra com uma pequena amostra de poeira e gases do cometa, que será depois lançada numa cápsula que reentrará na atmosfera terrestre, abrindo mais tarde um pára-quadras para pousar suavemente no deserto do Utah. À semelhança dos asteróides, pensa-se que os cometas sejam também corpos muito antigos formados por matéria ainda inalterada desde a formação do sistema solar. Daí a importância desta missão para compreender as nossas origens.

Com o mesmo objectivo está em curso a missão *Génesis*, que visa capturar partículas do vento solar (protões e electrões livres) emitidos pelo Sol. Acredita-se que a superfície solar guarde ainda a composição original da nebulosa solar



Cartoon da sonda Génesis a caminho do Sol. Imagens: cortesia do JPL / NASA.

primitiva, onde nasceram os planetas e o Sol. Como o vento solar tem a mesma composição, a captura de tais partículas revelará qual era a composição original da referida nebulosa. Os bocadinhos de Sol serão apanhados em 4 painéis feitos de diamante, ouro, silício e safira, ao longo de 3 anos de exposição. Em 2004, a sonda regressará à Terra com a sua carga preciosa, que depois de

reentrar na atmosfera terrestre, será capturada em pleno ar por um helicóptero num cenário digno de um filme de acção.

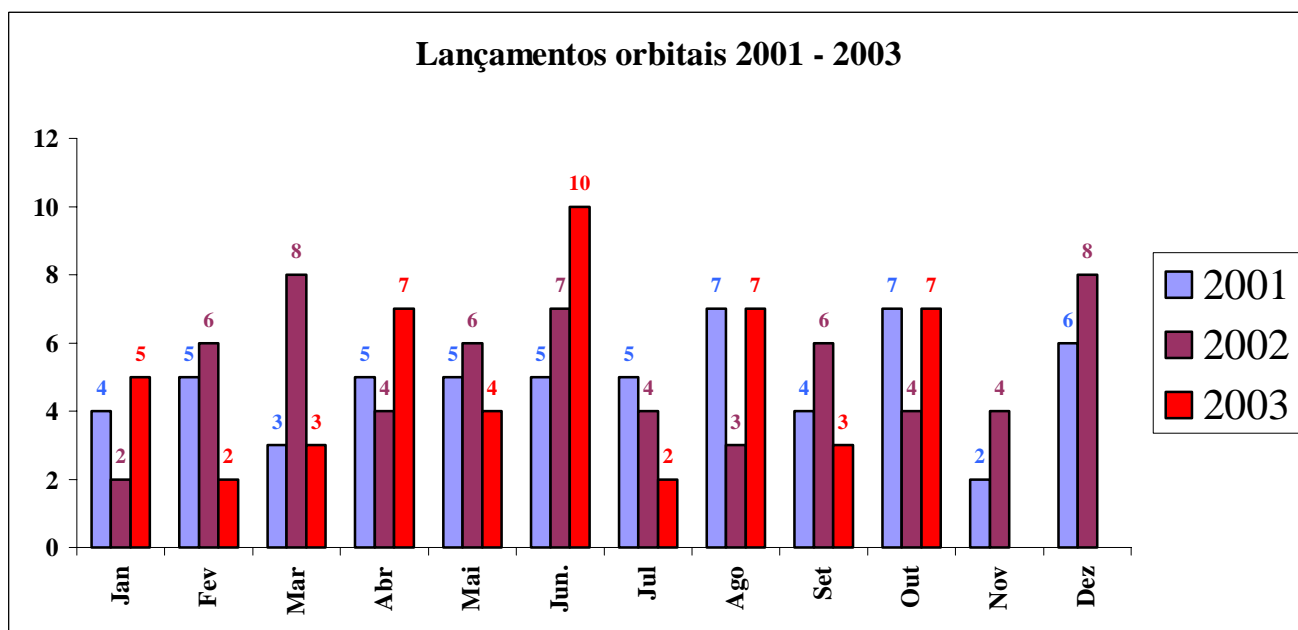
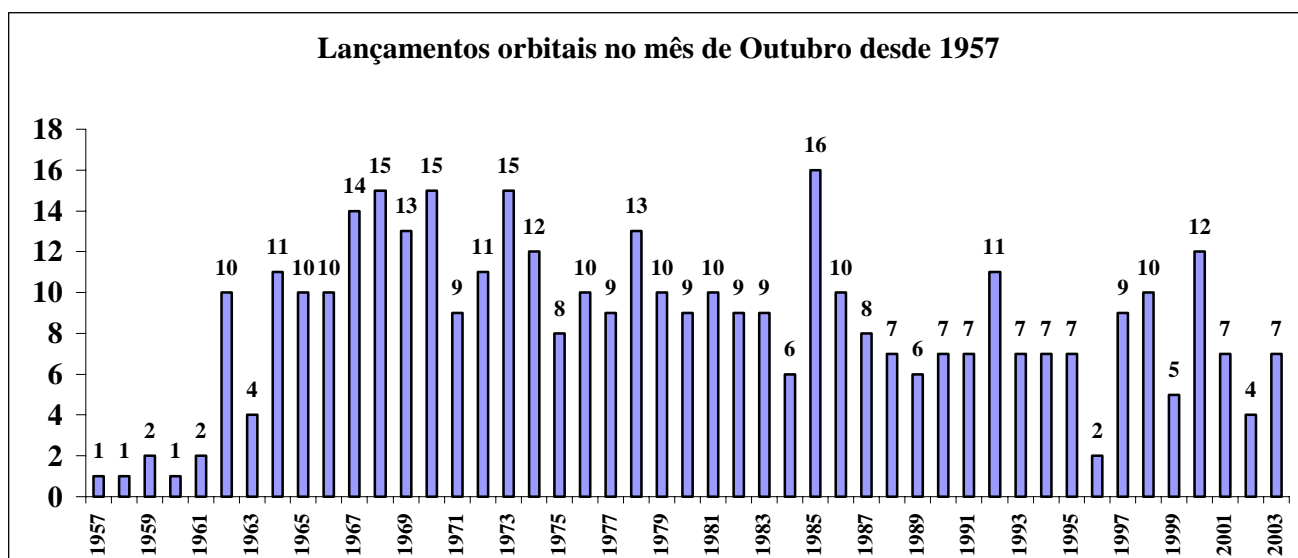
Mas a NASA não será a única agência com planos nestes domínios. A ESA também irá visitar um cometa com a sonda *Roseta*. Trata-se de uma missão importante em que uma pequena sonda pousará mesmo na superfície do cometa. A *Roseta* vai partir da Terra em Fevereiro de 2004 e chegará ao cometa Churyumov-Gerasimenko (Chury para os amigos) em Novembro de 2014. Igualmente importante será a missão *Impacto Profundo* da NASA, que terá início em finais de Dezembro de 2004 e demorará 7 meses a aproximar-se do cometa Tempel 1. Em Julho de 2005 a sonda chegará perto do cometa e enviará um projectil com 350 quilogramas que deverá embater no Tempel 1 a mais de 36 mil quilómetros por hora (cerca de 10,2 km/s) perfurando assim a sua superfície e possibilitando o estudo do seu subsolo. A colisão será transmitida em directo para Terra e deverá causar uma cratera do tamanho de um campo de futebol. O cometa Tempel 1 foi descoberto em 1867 e tem sofrido algumas alterações à sua trajectória devido às suas passagens próximas do planeta Júpiter, tendo actualmente uma passagem próxima do Sol a cada 5,5 anos, sendo um "visitante" frequente e logo o candidato ideal para esta missão. A expectativa em torno destas missões será tão grande como aquela que existia no Laboratório de Recepção Lunar do Centro de Voos Tripulados, em Houston, no Texas, quando chegaram as primeiras amostras lunares. Embrulhadas em malha metálica e papel de alumínio foram cuidadosamente abertas mostrando a sua crosta coberta de poeira. Um geólogo de Harvard olhou para elas e exclamou: "Caramba! Parece um monte de batatas queimadas!". Ora, estas batatas queimadas eram aquilo a que podemos chamar as batatas das origens. E é atrás de batatas destas (ou dos seus bocadinhos) que vamos continuar a explorar o sistema solar.

Lançamentos não tripulados

Outubro de 2003

Em Outubro de 2003 registaram-se 7 lançamentos orbitais dos quais 2 foram tripulados, colocando-se em órbita 8 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Outubro foram realizados 4.298 lançamentos orbitais, 398 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,260% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,702% do total) onde se verificam mais lançamentos orbitais e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (265 lançamentos que correspondem a 6,166% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Outubro teve lugar a 4 de Outubro de 1957 (1928:34UTC) quando um foguetão 8K71PS Sputnik (1PS), lançado a partir da plataforma 17P32-5 (LC1 PU-5) do Cosmódromo de NIIP-5 Baikonur, colocou em órbita terrestre o primeiro satélite artificial, o Sputnik-1 (00002 1957 Alfa 1957-001A). Este foi o 1º lançamento orbital da Era Espacial.



1 de Outubro – 11K77 Zenit-3SL DM-SL

Galaxy-XIII / Horizons-1

No dia 22 de Setembro o consórcio Sea Launch embarcou na sua 11ª missão destinada a colocar em órbita o satélite de comunicações Galaxy-XIII/Horizons-1, uma plataforma de comunicações pertencente à Corporação PanAmSat e à Corporação JSAT. As duas embarcações da Sea Launch abandonaram o porto de abrigo (*Sea Launch Home Port*) situado em Long Beach, Califórnia, dirigindo-se para uma longitude de 154° Oeste sobre o Equador terrestre.

Lançamento orbital n.º 4.292
Lançamento Rússia n.º 2.705 (63,024%)
Lançamento Plt. Odyssey n.º 10 (0,233%)

O lançador 11K77 Zenit-3SL DM-SL

O foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL, também designado J-1 (Designação Sheldom) ou SL-16 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos e NATO), pertence à família dos lançadores Energiya e foi desenvolvido, na sua versão original como 11K77 Zenit-2, para servir como substituto dos lançadores derivados a partir de mísseis balísticos intercontinentais utilizados desde os anos 60. Porém, e sendo construído na Ucrânia, com a desintegração da União Soviética a planeada produção em grande escala deste lançador foi cancelada e o seu futuro ameaçado com o investimento feito na família de lançadores Angara.

O desenvolvimento do Zenit foi iniciado em 1978 e os primeiros testes do primeiro estágio Zenit-1 foram iniciados em 1982, tendo os trabalhos na primeira plataforma destes lançadores sido concluídos em Dezembro de 1983. Apesar de todos os trabalhos nas instalações de apoio para os veículos estarem prontas, o primeiro lançamento foi sucessivamente adiado devido aos problemas no desenvolvimento do primeiro estágio.

Finalmente a 13 de Abril de 1985 foi iniciada uma série de lançamentos de ensaio que se prolongou até 1987 colocando em órbita uma série de cargas experimentais, findos os quais todo o sistema do Zenit foi aceite para uso militar.

Uma versão do seu primeiro estágio foi utilizada como propulsor lateral do potente 11K25 Energiya, entretanto abandonado. Foram construídas duas plataformas em GIK-5 Baikonur, mas outras plataformas em GIK-1 Plesetsk nunca foram concluídas sendo entretanto convertidas para serem utilizadas com os Angara.

Desde o início do programa que estava prevista a construção de um lançador a três estágios, o Zenit-3, para colocar cargas na órbita geossíncrona. Esta versão utilizaria o estágio 11D68 Block-D já utilizado no 11A52 N1 Nositol e 8K82K Proton-K, podendo assim substituir este lançador na colocação de satélites na órbita de Clarke. Nos anos 80 foi considerado o seu lançamento a partir de uma base situada no Cabo York, Austrália, sendo posteriormente adoptado pelo consórcio *Sea Launch* para lançamentos a partir de uma plataforma petrolífera norueguesa reconvertida e situada no Oceano Pacífico no equador terrestre.

Este foi o 11º lançamento do 11K77 Zenit-3SL dos quais somente um fracassou, tendo assim uma taxa de sucesso de 90,91%. O primeiro lançamento do Zenit-3SL ocorreu a 28 de Março de 1999 (0129:59UTC) tendo colocado em órbita o satélite DemoSat (25661 1999-014A). Por outro lado, o primeiro fracasso teve lugar no seu terceiro lançamento ocorrido a 12 de Março de 2000 (1449:15UTC) quando falhou o lançamento do satélite ICO F-1.

O 11K77 Zenit-3SL desenvolve uma força de 740.000 kgf no lançamento, tendo um peso de 471.000 kg. Tem um comprimento de 59,6 metros e um diâmetro de 3,9 metros. O seu primeiro estágio, Zenit-1, tem um peso bruto de 354.300 kg, pesando 28.600 kg sem combustível. No lançamento desenvolve 834.243 kgf, tendo um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 311 s e um Tq de 150 s. Tem um comprimento de 32,9 metros e um diâmetro de 3,9 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-171 (11D521), com quatro câmaras de combustão, que consome LOX/Querosene. Este motor tem um peso de 9.500 kg, um diâmetro de 4,0 metros e um comprimento de 3,8 metros, sendo capaz de desenvolver 806.000 kgf (vácuo) com um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 309 s e um Tq de 150 s. Uma versão deste estágio foi utilizada como propulsor lateral no lançador 11K25 Energiya e recuperados após o lançamento com o uso de pára-quadras.

O segundo estágio, Zenit-2, tem um peso bruto de 90.600 kg e uma massa de 9.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 93.000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 349 s e um Tq de 315 s. Tem um diâmetro de 3,9 metros e um comprimento de 11,5 metros. Está equipado com um motor RD-120 (também designado 11D123). Desenvolvido por Valentin Glushko, o motor tem um peso de 1.125 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 3,9 metros, desenvolvendo 85.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 350 s e um Tq de 315 s. O RD-120 tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

O terceiro estágio, Block DM-SL ou 11D68, tem um peso bruto de 17.300 kg e uma massa de 2.720 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.660 kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 650 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros e um comprimento de 5,6 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenhado por Korolev e desenvolvido entre 1970 e 1974, o RD-58M tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,2 metros e um

comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.500 kgf (em vácuo) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

Lançamento	Data	Hora UTC	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1999-056	10-Out-99	3:28:00	Oceano Pacífico	Odyssey	DirecTV-1R
2000-F02	12-Mar-00	14:49:15	Oceano Pacífico	Odyssey	ICO F-1
2000-043	28-Jul-00	22:42:00	Oceano Pacífico	Odyssey	PAS-9
2000-066	21-Out-00	5:52:00	Oceano Pacífico	Odyssey	Thuraya-1
2001-012	18-Mar-01	22:33:30	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-2 Rock
2001-018	8-Mai-01	22:10:29	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-1 Roll
2002-030	15-Jun-02	22:39:30	Oceano Pacífico	Odyssey	Galaxy-3C
2003-026	10-Jun-03	13:55:59	Oceano Pacífico	Odyssey	Thuraya-2
2003-034	8-Ago-03	3:31:00	Oceano Pacífico	Odyssey	EchoStar-9/Telstar-13
2003-044	1-Out-03	4:03:00	Oceano Pacífico	Odyssey	Galaxy-XIII/Horizons-1



O satélite Galaxy-XIII/Horizons-1 tinha um peso de 4.090 kg no lançamento sendo baseado num modelo Boeing 601HP. O satélite irá providenciar serviços de retransmissão de vídeo digital, serviços de Internet e transferência de dados para a América do Norte, América Central, Alasca e Havai. A bordo do satélite segue a plataforma Horizons-1 (24 repetidores para transmissão em banda-Ku) pertencente em conjunto à PanAmSat e à JSAT que procura providenciar serviços na América do

Norte, expandindo-se para a Ásia e particularmente para o Japão através de uma estação de retransmissão no Havai. A plataforma em banda-C (Galaxy-XIII) com 24 repetidores será operada separadamente pela PanAmSat Galaxy que serve a indústria de transmissão por cabo dos Estados Unidos.

Após chegar à sua zona de lançamento no dia 27 de Setembro foi iniciada uma contagem decrescente de 72 horas durante a qual o foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL foi preparado para o lançamento. O foguetão foi colocado na posição vertical no dia 29 de Setembro após terminar a sua preparação no interior do hangar a bordo da plataforma Odyssey (uma plataforma petrolífera norueguesa convertida). O abastecimento do lançador com querosene altamente refinado e com LOX teve lugar nas horas finais da contagem decrescente.

A ignição do motor RD-171 do primeiro estágio teve lugar às 0403UTC do dia 1 de Outubro e terminou às 0405UTC (T+2m50s), dando-se de seguida a separação deste estágio e a ignição do segundo estágio. A separação da ogiva de protecção do lançador que serviço para proteger a sua carga nas zonas mais densas da atmosfera terrestre, teve lugar às 0406UTC (T+3m45s).

Às 0410UTC (T+7m15s) o motor RD-120 do segundo estágio começou a diminuir a sua potência em preparação do final da sua queima que teve lugar às 0410UTC (T+7m30s). No entanto os motores vernier deste estágio continuaram a funcionar providenciando assim estabilidade ao lançador. O final da



Lançamento do 11K77 Zenit-3SL no dia 1 de Outubro de 2003 a partir da Plataforma Odyssey localizada no Oceano Pacífico. Imagem: Sea Launch.

queima dos motores vernier teve lugar às 0411UTC (T+8m55s), separando-se o segundo estágio em seguida. A primeira ignição do Block DM-SL teve lugar às 0412UTC (T+9m10s) iniciando assim a sua colocação numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. A primeira ignição do estágio superior terminou às 0419UTC (T+16m30s) atingindo uma órbita preliminar na qual permaneceu até ao início da segunda queima que teve lugar às 0449UTC (T+46m30s). Esta queima teve uma duração de 3 minutos. O motor 11D58M do Block DM-SM terminou a sua segunda ignição às 0452UTC (T+49m40s).

Após o final da queima o estágio Block DM-SL providenciou o controlo e a orientação necessários para a separação da sua carga. A T+60m 20s (0503UTC) deu-se a separação do Galaxy-XIII/Horizons-1. O satélite utilizou posteriormente os seus próprios meios para atingir a sua localização na órbita geossíncrona.

Após atingir a órbita terrestre o satélite Galaxy-XIII/Horizons-1 recebeu a Designação Internacional 2003-044A e o número de catálogo orbital 27953. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

17 de Outubro – PSLV-C5

ResourceSat-1 (IRS-P6)

O primeiro satélite artificial indiano foi colocado em órbita no dia 19 de Abril de 1975 (0740UTC) por um foguetão 11K65M Kosmos-3M (53731-279) a partir do Cosmódromo GTsP4 Kapustin Yar. Denominado Aryabhata (07752 1975-033A), iniciou o caminho da Índia na tecnologia espacial. Após o lançamento do seu segundo satélite¹ em 7 de Junho de 1979, a Índia encontrava-se pronta a realizar o primeiro lançamento do seu próprio foguetão, o SLV (*Satellite Launch Vehicle*). No entanto nem tudo correu bem no primeiro lançamento, e o SLV-3-E1 não conseguiu colocar em órbita (1979-F03) o satélite Rohini RS-1A. A Índia teria de esperar quase um ano até conseguir colocar autonomamente um satélite artificial. A 18 de Julho de 1980 (0231UTC) dava-se o lançamento do SLV-3-E2 a partir do Centro Espacial de Sriharikota Isl., colocando em órbita o satélite Rohini RS-1 (11899 1980-062A).

Lançamento orbital n.º 4.294
Lançamento Índia n.º 15 (0,349%)
Lançamento Sriharikota Isl n.º 15 (0,349%)

Desde então já foram colocados em órbita quase duas dezenas de satélites por lançadores indianos, e a Índia conseguiu desenvolver diversos veículos capazes de colocar satélites nos mais diversos tipos de órbitas.

Polar Satellite Launch Vehicle

A 8ª missão do foguetão indiano PSLV teve lugar a 17 de Outubro colocando em órbita o satélite IRS-P6, também conhecido pela designação ResourceSat-1.

O foguetão PSLV foi desenhado e desenvolvido pelo ISRO (*Indian Space Research Organization*) para colocar em órbita polar sincronizada com o Sol, satélites com um peso máximo de 1.000 kg da classe IRS. Segundo dados fornecidos pelo ISRO, desde o seu primeiro voo em Outubro de 1994 a capacidade do PSLV foi aumentada de 850 kg para os actuais 1.400 kg para uma órbita sincronizada com o Sol a 820 km de altitude. O lançador demonstrou também uma capacidade múltipla no lançamento de diferentes satélites.

A melhoria das capacidades do PSLA foi conseguida através de vários meios: aumento da capacidade de carga de propolente no primeiro, segundo e quarto; melhoria na performance do motor do terceiro estágio ao se otimizar o motor e a carga de combustível; e introdução de um adaptador de carga de material compósito carbónico. A sequência de ignição dos propulsores laterais foi também alterada. Anteriormente dois dos propulsores entravam em ignição na plataforma de lançamento e os restantes quatro entravam em ignição com o veículo já em voo. Esta sequência foi alterada, entrando em ignição no solo quatro propulsores e os restantes dois entram em ignição com o veículo já em voo.

No lançador PSLV-C5 o adaptador do terceiro estágio foi substituído por um adaptador fabricado à base de materiais compósitos. O segundo estágio (a combustível líquido) foi operado com uma pressão mais elevada na câmara de combustão do seu motor, obtendo-se maior performance.

Na sua presente configuração o PSLV tem uma altura de 44,4 metros, um diâmetro base de 2,8 metros e um peso de 294.000 kg. O PSLV é um lançador a quatro estágios, sendo o segundo e o quarto estágios a combustível líquido e os restantes a combustível sólido. O PSLV é capaz de colocar 3.700 kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude com uma inclinação de 49,5° em relação ao equador terrestre ou então 800 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

¹ O segundo satélite indiano foi o Bhaskara-1 (11392 1979-051A) colocado em órbita por um foguetão 11K65M Kosmos-3M (65055-109) a partir do Complexo LC 107 do Cosmódromo GTsP4 Kapustin Yar, no dia 7 de Junho de 1979 (1030UTC).

O primeiro estágio é um dos maiores estágios a combustível sólido actualmente existente, transportando 138.000 kg de HTPB (*Hydroxyl Terminated Poly Butadiene*). Tem um peso bruto de 168.200 kg e desenvolve uma força de 495.590 kgf no lançamento, tendo um Ies de 269 s (Ies-nm de 237 s) e um Tq de 105 s. O seu comprimento total é de 20,3 metros e o seu diâmetro é de 2,8 metros. Em torno do primeiro estágio estão colocados seis propulsores de combustível sólido. Destes seis propulsores, quatro entram em ignição no momento T=0, aumentando a força inicial do primeiro estágio. Cada propulsor transporta 9.000 kg de HTPB, tendo um peso bruto de 10.930 kg e um peso de 2.010 kg sem combustível. Têm um comprimento de 10,0 metros, um diâmetro de 1,0 metros e desenvolve, cada propulsor, uma força de 51.251 kgf no lançamento, com um Ies de 262 s (Ies-nm de 229 s) e um Tq de 44 s.



A 17 de Outubro de 2003 a Índia levava a cabo mais um lançamento orbital a partir do Satish Dhawan SC-SHAR na Ilha de Sriharikota. Imagem: ISRO.

O segundo estágio emprega o motor Vikas, desenvolvido pela Índia, e transporta 40.000 kg de UDMH e N₂O₄. Tem um comprimento de 12,5 metros, um diâmetro de 2,8 metros e é capaz de desenvolver 73.931 kgf no lançamento, tendo um Ies de 293 s e um Tq de 158 s. Este segundo estágio tem um peso bruto de 45.800 kg e um peso de 5.300 kg sem combustível.

O terceiro estágio utiliza combustível sólido. Tem um comprimento de 3,5 metros e um diâmetro de 2,0 metros, sendo capaz de desenvolver 33.519 kgf no lançamento, tendo um Ies de 294 s e um Tq de 83 s. Tem um peso bruto de 8.400 kg, pesando 1.100 kg sem combustível. O compartimento do motor é fabricado à base de fibra de poliamida.

O quarto estágio utiliza dois motores de combustível líquido que consomem MMH (Mono Metil Hidrazina) e MON (*Mixed Oxides of Nitrogen*). Tem um comprimento de 2,6 metros e um diâmetro de 1,3 metros, atingindo uma envergadura de 2,0 metros e sendo capaz de desenvolver 1.428 kgf no lançamento (Ies de 308 s; Tq de 425 s). Tem um peso bruto de 2.920 kg, pesando 920 kg sem combustível.

O primeiro lançamento do PSLV (PSLV-D1) teve lugar a 20 de Setembro de 1993 (0512UTC) e acabou num fracasso (1993-F03), falhando a colocação em órbita do satélite IRS-1E. A primeira missão com sucesso teve lugar a 15 de Outubro de 1994 (0505UTC) quando o foguetão PSLV-D2 colocou em órbita o satélite IRS-P2 (23323 1994-068A).

Com esta missão, o PSLV já realizou 8 missões das quais somente uma fracassou, tendo assim uma taxa de sucesso de 87,5%. Todos os lançamentos do PSLV são realizados a partir do Centro Espacial de Satish Dhawan SC-SHAR, localizado na Ilha de Sriharikota.

A ogiva de protecção da carga tem um diâmetro de 3,2 metros.

O PSLV utiliza um grande número de sistemas auxiliares para a separação dos estágios, separação da ogiva de protecção, etc.. Estes sistemas estão divididos pelos diferentes estágios:

- 1º Estágio: sistema SITVC (*Secondary Injection Thrust Vector Control*) para controlo de translação, e motores de reacção para controlo da rotação;
- 2º Estágio: movimentação do motor para controlo de translação e motor de controlo da rotação;
- 3º Estágio: escape (tubeira) flexível para controlo de translação e sistema de controlo de reacção PS-4 para controlo da rotação;
- 4º Estágio: movimentação do motor para controlo de translação e sistema de controlo de reacção reactivável para controlo de atitude.

O sistema de navegação inercial localizado no compartimento de equipamento no topo do quarto estágio guia o lançador desde o seu lançamento até à injeção do satélite em órbita. O veículo possui instrumentação para monitorizar a sua performance durante o voo. O sistema de detecção fornece informação em tempo real sobre o desempenho do veículo permitindo uma segurança do voo e permite a determinação da órbita preliminar na qual o satélite é colocado.

O PSLV foi desenvolvido no Centro Espacial Vikram Sarabhai, Thiruvananthapuram. O sistema de inércia foi desenvolvido pela unidade IISU (*ISRO Inertial Systems Unit*), localizado também em Thiruvananthapuram. O Centro de Sistemas de Propulsão Líquida desenvolveu os estágios de propulsão líquida bem como os sistemas de controlo de reacção. O Centro Espacial Satish Dhawan, SHAR, processa os motores de combustível sólido e leva a cabo as operações do lançamento.

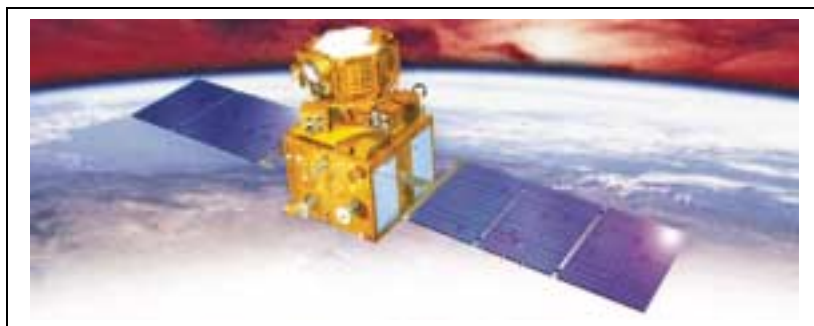
Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
PSLV-D1	20-Set-93	5:12:00	IRS-1E (1993-F03)
PSLV-D2	15-Out-94	5:05:00	IRS-P2 (1994-68A/23323)
PSLV-D3	21-Mar-96	4:53:00	IRS-P3 (1996-17A/23827)
PSLV-C1	29-Set-97	4:47:00	IRS-1D (1997-57A/24971)
PSLV-C2	26-Mai-99	5:22:00	Oceansat-1/IRS-P4 (1999-29A/25756) Kitsat-3 (1999-29B/25757) DLR-Tubsat-C (1999-29C/25758)
PSLV-C3	22-Out-01	4:53:00	TES (2001-049A/26957) PROBA (2001-049B/26958) BIRD-1 (2001-049C/26959)
PSLV-C4	12-Set-02	10:24:00	MetSat-1 (2002-043A/27525)
PSLV-C5	17-Out-03	4:52:08	ResourceSat-1 'IRS-P6' (2003-046A/28050)

O ResourceSat-1, alta tecnologia em detecção remota

Com um peso de 1.360 kg no lançamento (a carga mais pesada até agora colocada em órbita pelo PSLV) o ResourceSat-1 segue os serviços fornecidos pelos satélites IRS-1C e IRS-1D. O satélite irá também fornecer capacidades melhoradas ao nível de imagens com uma melhor resolução espacial e bandas espectrais adicionais. As áreas da agricultura, recursos terrestres e das águas, e prevenção de desastres naturais, irão tirar grande proveito das aplicações do ResourceSat-1. O satélite deverá ter uma vida útil de cinco anos.

Construído pelo, o ResourceSat-1 é referido como o mais avançado satélite de detecção remota da Índia, sendo o 10º satélite da série IRS. O satélite transporta três câmaras:

- LISS-4 (*Linear Imaging Self Scanner*) – uma câmara de alta resolução que opera em três bandas espectrais na zona do visível e no infravermelho próximo, obtendo uma resolução de 5,8 metros. A câmara pode ser movimentada num ângulo de 26° para obter imagens estereoscópicas.
- LISS-3 – uma câmara de média resolução em três bandas espectrais no visível e infravermelho próximo, e uma banda espectral em onda curta com uma resolução de 23,5 metros.
- AWiFS (*Advanced Wide Field Sensor*) que opera em três bandas espectrais no infravermelho e uma banda em onda curta com uma resolução de 56 metros.



Representação do satélite de detecção remota indiano ResourceSat-1 (28050 2003-046A). O satélite irá fornecer capacidades melhoradas ao nível de imagens com uma melhor resolução espacial e bandas espectrais adicionais. As áreas da agricultura, recursos terrestres e das águas, e prevenção de desastres naturais, irão tirar grande proveito das aplicações do ResourceSat-1. O satélite deverá ter uma vida útil de cinco anos. Imagem: ISRO.

O satélite transporta também um gravador SSR (*Solid State Recorder*) com uma capacidade de 120 Gbits para armazenar imagens obtidas com as suas câmaras e que pode ser lidas pelas estações terrestres.

O estado do satélite em órbita é continuamente monitorizado pelo Centro de Controlo de Veículos Espaciais em Bangalore com a ajuda da rede de estações ISTRAC em Bangalore, Lucknow, Ilhas Maurícias, Bearslake (Rússia) e Biak (Indonésia).

O lançamento do PSLV-C5 teve lugar às 0452:08UTC e foi realizado a partir do Centro Espacial Satish Dhawan localizado na Ilha de Sriharikota ao largo da Baía de Bengala no estado de Andhra Pradesh. Apesar das condições atmosféricas

não serem as mais desejáveis para o lançamento, esta foi levado a cabo após se verificar uma diminuição na força dos ventos. No início do lançamento entraram em ignição o motor principal do primeiro estágio e quatro propulsores laterais de combustível sólido. Os restantes dois propulsores entraram em ignição a T+25s. O ResourSat-1 foi colocado em órbita 18 minutos após o lançamento tendo a abertura dos seus dois painéis solares sido confirmada pelos técnicos localizados no centro de controlo em Bangalore. O satélite foi colocado numa órbita polar com uma inclinação de 98.7° em relação ao equador terrestre e sincronizada com o Sol a 821 km de altitude (período orbital de 101.35 minutos).

Juntamente com o ResourceSat-1 deveria ter sido lançado um micro-satélite que seria utilizado para serviços de rádio amadores. No entanto o satélite foi removido deste lançamento após ter sido detectado um problema durante um teste, sendo o seu lançamento agendado para mais tarde.

Esta foi a 18ª tentativa de lançamento orbital realizada pela Índia desde 1979, sendo o ResourceSat-1 o 37º satélite construído pela Índia a ser colocado em órbita (de salientar que outros 19 satélites foram lançados por foguetões estrangeiros).

Após atingir a órbita terrestre o satélite ResourceSat-1 (IRS-P6) recebeu a Designação Internacional 2003-046A e o número de catálogo orbital 28050. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

18 de Outubro – Titan-23G (G-9 ‘Cindy Marie’)

USA-172 (DMSP 5D-3 F16)

Quando algum dia algum historiador decidir elaborar uma estatística relativa ao maior número de adiamentos num determinado lançamento orbital, certamente que a missão G-9 ‘Cindy Marie’ destinada a colocar em órbita o satélite DMSP 5D-3-F16 estará nos primeiros lugares dessa estatística.

Lançamento orbital n.º 4.296
Lançamento E.U.A. n.º 1.281 (29,818%)
Lançamento Vandenberg AFB n.º 569 (13,245%)

Satélites DMSP 5D-3, meteorologia militar

O programa DMSP (*Defence Meteorological Satellite Program*) é um programa do DoD (*Department of Defence*) dirigido pelo SMC (*Air Force Space and Missile Systems Center*). O programa desenha, constrói, lança, e mantém um conjunto orbital de satélites que monitoriza os ambientes meteorológicos, oceanográficos e os sistemas físicos de interacção entre a Terra e o Sol.



Representação de um satélite DMSP 5D-3 em órbita terrestre. Estes satélites fazem parte de um conjunto orbital que monitoriza os ambientes meteorológicos, oceanográficos e os sistemas físicos de interacção entre a Terra e o Sol. Imagem: USAF.

Cada satélite DMSP está localizado numa órbita polar com um período aproximado de 101 minutos e sincronizada com o Sol, a uma altitude média de 830 km. Os sensores infravermelhos e visíveis obtêm imagens que abrangem uma extensão de 3.000 km de comprimento, realizando uma cobertura global duas vezes por dia. Uma combinação entre satélites que realizam observações de noite, de dia, pela manhã e pelo anoitecer, permite uma monitorização global do coberto nubloso em períodos de 6 horas. Os dispositivos de microondas cobrem metade da observação em luz visível e em infravermelhos. Estes instrumentos cobrem as regiões polares pelo menos duas vezes por dia e a região equatorial uma vez por dia. Os sensores utilizados para analisar o ambiente espacial executam registos da densidade do plasma, velocidade, composição e alterações.

Os dados dos satélites DMSP são recebidas e utilizadas de forma contínua em centros de operações. Os dados são enviados

para o NGDC/STP (*National Geophysical Data Center's Solar Terrestrial Physics Division*) pelo AFWA (*Air Force Weather Agency*), onde está baseado um arquivo de dados.

Os satélites DMSP 5D-3 são baseados na plataforma Tiros-N e têm um peso de 1.154 kg no lançamento, sendo o seu comprimento de aproximadamente 3,70 metros e o seu diâmetro de 1,90 metros.

O foguetão Titan-23G

Os Titan-2 foram construídos pela Lockheed Martin (na altura denominada Martin Co.) nas suas instalações situadas em Waterton Canyon, situadas no Jefferson County. O foguetão Titan-2 que colocou em órbita o satélite DMSP 5D-3-F16 foi o último Titan-2 a ser lançado. O programa Titan-2 teve a duração de várias décadas tendo sido iniciado como um míssil balístico intercontinental contra a União Soviética.



Lançamento do último foguetão Titan-23G (G-9 'Condy Marie') a partir do SLC-4W da Base Aérea de Vandenberg. Após ter servido como arma nuclear, Titan-2 foi reconvertido como lançador espacial. Imagem: *Lockheed Martin Astronautics*.

Mais de 140 mísseis Titan-2 foram fabricados durante a Guerra-fria, fazendo parte da força de dissuasão nuclear dos Estados Unidos. Quando os mísseis foram desactivados a *Lockheed Martin* converteu 14 unidades em lançadores espaciais com o primeiro lançamento a ter lugar em Setembro de 1988. A desactivação dos mísseis Titan-2 foi iniciada em Julho de 1982 e completa em Junho de 1987. Os mísseis estão armazenados na Base Aérea de Davis-Monthan, Arizona.

O Titan-23G G-9 foi o 13º dos 14 mísseis convertidos e a Força Aérea dos Estados Unidos ainda tentou encontrar um cliente para utilizar o último lançador. Porém, não surgiu ninguém interessado e o foguetão deverá ser entregue ao Museu da Força Aérea na Base Aérea de Wright Patterson, Ohio.

Como já foi referido o lançador Titan-2 pertence à família dos mísseis balísticos intercontinentais (ICBM) Titan desenvolvidos para actuarem juntamente com os mísseis Atlas. A sua construção baseia-se num tanque de combustível convencional em vez de tanques semelhantes a balões no interior da fuselagem. A decisão que originou o desenvolvimento dos Titan foi tomada em Outubro de 1955 quando a Força Aérea dos Estados Unidos forneceu à *Lockheed Martin* (então a *Martin Company*) um contrato para construir um míssil balístico intercontinental. O Titan-1 deveria também servir como lançador dos testes sub-orbitais do avião espacial tripulado X-20 Dynasoar. Incompreensivelmente o Titan-1 nunca foi reconvertido em lançador espacial e foi abandonado antes de ser substituído pelo Titan-2 durante os anos 60.

O Titan-2 serviu de míssil balístico intercontinental e foi utilizado para colocar em órbita as cápsulas tripuladas do Programa Gemini entre 1964 e 1966. Após a sua utilização como ICBM nos anos 80 foi reconvertido para lançador espacial pela

Martin Marietta Astronautics Group. A conversão dos Titan-2 para lançadores espaciais envolveu a modificação da estrutura frontal do segundo estágio de forma a acomodar a carga a transportar; a fabricação de uma nova ogiva com um diâmetro de 3 metros, mas com vários comprimentos e diferentes adaptadores de carga; a reconversão dos motores a combustível líquido, a modernização dos sistemas de inércia e o desenvolvimento de novos sistemas de comando, destruição e telemetria; a modificação da plataforma West do *Space Launch Complex-4* de forma a albergar os lançamentos; e a realização da integração da carga no lançador.

O primeiro lançamento teste sub-orbital do Titan-2 teve lugar a 6 de Outubro de 1961, enquanto que o primeiro lançamento orbital (Titan-2 GLV GT-1) tem lugar a 8 de Abril de 1964 (1600UTC), altura em que coloca em órbita a cápsula não-tripulada Gemini-1 (00781 1964-018A) a partir do Complexo LC19 de cabo Canaveral.

O Titan-2 é fornecido pela *Lockheed Martin Space Systems*, Denver – Colorado, através de um contrato com a Força Aérea dos Estados Unidos. Foram realizados 35 lançamentos orbitais utilizando o Titan-2 dos quais 2 fracassaram, tendo assim uma taxa de sucesso de 94,29%.

Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
1993-F04	05-Out-93	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-5)	Landsat-6
1994-004	25-Jan-94	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-11)	Clementine-1 (22973 1994-004A) ISA (22987 1994-004C)
1997-012	04-Abr-97	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-6)	DMSP 5D-2 F-14 (24753 1997-012A)
1998-030	13-Mai-98	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G12)	NOAA-15 (25338 1998-030A)
1999-034	20-Jun-99	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-7)	QuikScat (25789 1999-034A)
1999-067	12-Dez-99	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-8)	DMSP 5D-3 F-15 (25991 1999-067A)
2000-055	21-Set-00	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-13)	NOAA-16 (26536 2000-055A)
2002-032	24-Jun-02	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-14)	NOAA-17 (27453 2002-032A)
2003-001	06-Jan-03	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-4)	Coriolis (27640 2003-001A)
2003-048	18-Out-03	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-9)	DMSP 5D-3 F-16 (28054 2003-048A)

Este lançador é um veículo a dois estágios capaz de desenvolver 193.070 kgf no lançamento, colocando até 3.100 kg numa órbita terrestre a 185 km de altitude. O veículo tem um peso total de 150.530 kg, um comprimento de 36,0 metros e um diâmetro de 3,1 metros.

O primeiro estágio Titan 2-1 tem um comprimento de 22,3 metros, um diâmetro de 3,1 metros e um peso bruto de 117.866 kg, pesando 6.736 kg sem combustível. Desenvolve 221.506 kgf no vácuo, tendo um Ies de 296 s e um Tq de 139 s. Está equipado com dois motores LR-87-7 (também designados AJ23-134) que consomem N₂O₄/Aerozine-50. O LR-87-7 é construído pela *Aerojet* e tem uma câmara de combustão, pesando 713 kg e desenvolvendo uma força de 110.753 kgf (vácuo). O motor tem um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 3,1 metros.

O segundo estágio Titan 2-2 tem um comprimento de 7,9 metros, um diâmetro de 3,1 metros e um peso bruto de 28.939 kg, pesando 2.404 kg sem combustível. Desenvolve 45.359 kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s e um Tq de 180 s. Está equipado com um motor LR-91-7 (também designados AJ23-135) que consome N₂O₄/Aerozine-50. O LR-91-7 é construído pela *Aerojet* e tem uma câmara de combustão, pesando 565 kg, desenvolvendo uma força de 45.359 kgf (vácuo) e tendo um Ies de 160 s.

O lançamento do DMSP 5D-3 F16

Este lançamento estava inicialmente programado para ter lugar no dia 15 de Janeiro de 2001 quando durante a fase final de preparação do satélite os técnicos danificaram acidentalmente uma película que serve de escudo solar (de salientar que este já não era o primeiro adiamento pois o lançamento havia já sido adiado para o dia 18 de Janeiro devido a preocupações com os painéis solares do satélites que surgiram quando se registaram problemas com outros painéis solares instalados num satélite semelhante que se encontrava nas instalações da *Lockheed Martin*). Este acidente ocorreu quando o satélite já se encontrava na sala estéril do Space Launch Complex 4-West na Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Ninguém imaginava a odisséia que iria começar para esta missão.

O lançamento acabou por ser adiado para o dia 19 de Janeiro de 2001 pelas 1358UTC, com uma janela de lançamento de 10 minutos. Entretanto nos dias que antecederam a nova data de lançamento os técnicos procederam à reparação do satélite, substituindo o escudo de protecção térmica danificado e realizando testes a um sensor que se encontrava na mesma zona.

Um novo adiamento teria lugar a 17 de Janeiro quando uns cabos destinados ao teste do sistema de autodestruição falharam num teste de rotina. O tempo necessário para a substituição desses cabos na plataforma de lançamento levou ao adiamento do voo por mais 24 horas sendo agendado para o dia 20 de Janeiro.



O lançamento da missão G-9 'Cindy Marie' foi adiado por mais de 33 meses. Por várias vezes o foguetão Titan-23G foi colocado e retirado do complexo SLC-4W da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Imagem: USAF.

O lançamento seria adiado novamente para o dia 20, para o dia 21, depois para 22 de Janeiro e finalmente para o mês de Abril quando a unidade de medida de inércia do satélite sofreu dois problemas ainda na plataforma de lançamento. Este mesmo facto acabou por salvar de certa forma a missão, pois caso este problema tivesse sido detectado já em voo seria impossível salvar o veículo. Os problemas no dia do lançamento começaram quando os giroscópios no interior da unidade IMU (*Inertial Measurement Unit*) ficaram subitamente fora do modo de voo, sendo este incidente seguido 20 minutos mais tarde por um outro problema no qual os sistemas primários de fornecimento de energia AC e DC se transferiram para os seus sistemas suplentes. Caso o DMSP 5D-3-F16 tivesse sido colocado em órbita, estes problemas teriam levado a que o satélite não fosse capaz

de se orientar em órbita, tornando-se inútil e em mais um pedaço de lixo espacial. A unidade IMU é vital no controlo do satélite durante a ignição do seu motor de propulsão quando o veículo se encontra na sua órbita preliminar e tenta atingir a sua órbita

operacional, sendo também extremamente importante no controlo das subseqüentes operações em órbita.

Para reparar o satélite, este teve de ser colocado num modo seguro permitindo assim o acesso por parte dos técnicos da *Lockheed Martin* ao veículo. Já no dia do adiamento os técnicos colocaram os sistemas de segurança nas ordenanças do satélite e posteriormente iniciaram o processo de drenagem do combustível Aerozine-50 e do oxidante Nitrogénio Tetróxido do foguetão Titan-23G. De seguida procedeu-se à separação das ordenanças e à remoção da ogiva de protecção do foguetão, tendo-se assim acesso ao satélite.

Um outro problema que foi levantado na altura foi o facto de se ter de proceder a raras reparações nos motores do primeiro estágio do foguetão lançador. Isto deveu-se ao facto de o adiamento do lançamento ter ocorrido nos últimos 30 segundos da contagem decrescente (mais especificamente a T-28s) quando o combustível e o oxidante havia já sido introduzido nos motores. As válvulas que controlam o acesso do combustível e do oxidante aos motores não podem ser encerradas depois de abertas e na altura foi especificado um prazo de 48 horas para a realização do lançamento, tendo este de sofrer um atraso extenso caso não aconteça. Quando o problema com IMU foi detectado no dia 21 de Janeiro, os técnicos da *Lockheed Martin* foram de imediato confrontados com a tarefa de reparar algumas partes dos motores enquanto procederiam a exames detalhados noutras zonas de forma a verificarem se os motores estariam em condições de ser utilizados.

Porém todas as tarefas de reparação tanto do satélite como do foguetão lançador foram realizadas com extremo cuidado. O problema com o foguetão Titan-23G ficou-se a dever com o facto de uma das válvulas do motor do lançador não se ter aberto. Posteriormente a válvula acabou por funcionar, mas um outro problema com um sensor levou a que este não detecta-se a abertura da válvula com a rapidez necessária levando o computador a abortar o lançamento. Com uma janela de lançamento de 10 minutos, os controladores tentaram reciclar a contagem decrescente para o final desses período mas acabaram por ficar sem tempo para a realização de todas as operações.

Na tarde do dia 21 de Janeiro os engenheiros e os técnicos da *Lockheed Martin* preparavam a torre de serviço móvel para ser colocada junto do foguetão Titan-23G quando de repente foram detectados no ar vestígios de hidrazina Aerozine-50. Foi necessário se proceder à limpeza da fuga de combustível e só quando estes trabalhos foram concluídos é que foi autorizado o acesso dos técnicos à plataforma de lançamento. Na altura ainda se chegou a ponderar o adiamento por mais 24 horas, no entanto quando se constatou que se havia perdido demasiado tempo, os directores da missão decidiram

prolongar o adiamento do voo. As más notícias chegaram na noite desse dia quando se registaram os problemas com a unidade IMU e com o sistema de fornecimento de energia.

O satélite foi retirado do seu foguetão lançador e transferido para as instalações de processamento na Base de Vandenberg no dia 27 de Fevereiro. Durante a posterior fase de reparação, os técnicos acabaram por descobrir novos problemas com o satélite nomeadamente uma ruptura num cabo eléctrico localizado no interior do satélite. O cabo teria sido rompido devido à falta de cuidado durante a fase de montagem do veículo, não tendo sido montado com uma margem física de segurança levando à sua ruptura. No final os técnicos chegaram à conclusão que o problema com a unidade IMU se deverá à perda de sinal vindo do relógio interno do satélite devido à ruptura no cabo eléctrico detectada posteriormente. Os trabalhos de reparação do DMSP 5D-3-F16 só foram concluídos a 20 de Junho. Durante este período procedeu-se à substituição do cabo eléctrico e da unidade de interface de controladores CIU (*Controls Interface Unit*), tendo-se procedido também a uma inspecção aprofundada de todos os sistemas do veículo para se certificar que não existiam mais problemas. Posteriormente foi revelado que já em Dezembro de 2000 se teriam verificado problemas com a unidade IMU que provavelmente teriam “disfarçado” o problema mais sério que acabou por ter lugar em Janeiro de 2001.

Com as reparações levadas a cabo o satélite estaria pronto para o lançamento a 4 de Agosto, no entanto devido a questões de prioridade com o lançamento de um satélite secreto a partir de Vandenberg, o lançamento foi adiado novamente para o mês de Novembro de 2001.

De notar que o foguetão Titan-2 compartilha o SLC-4 com o foguetão Titan-4. O SLC-4 possui duas plataformas de lançamento estando a SLC-4W destinada ao foguetão Titan-2 e a SLC-4E ao foguetão Titan-4. Como as duas plataformas se encontram relativamente próximas não é desejável que dois satélites permaneçam ao mesmo tempo nas plataformas devido a problemas de vibração durante a fase de lançamento, para já não da possibilidade de destruição de um foguetão poder levar à destruição de outro veículo que aguarde o lançamento na plataforma vizinha.

Com os problemas de agendamento de lançamentos prioritários na Base Aérea de Vandenberg foi necessário executar uma nova calendarização das actividades do lançamento do DMSP 5D-3-F16. Isto levou a que tivesse de ser removido do satélite para recalibração e posterior reinstalação do dispositivo SSMIS (*Special Sensor Microwave Imager Sounder*) e do SSUSI (*Special Sensor Ultraviolet Spectrographic Imager*), dado que os seus certificados de validade terminavam em Agosto de 2001. da mesma forma teve de se proceder a uma recalibração da unidade IMU e a uma análise dos dispositivos pirotécnicos do satélite de forma a se assegurar que poderiam ser utilizados posteriormente. Foi também levado a cabo um ensaio completo do sistema eléctrico e procedeu-se à verificação da abertura das antenas e dos painéis solares.

A odisseia do DMSP 5D-3-F16 continuaria e em Outubro de 2001 surgiram novos problemas com a descoberta de fugas nos selos de isolamento das turbo-bombas dos motores do foguetão lançador. Nesta altura a data de lançamento da missão G-9 estava prevista para o dia 14 de Novembro. Este problema obrigou os técnicos da *Aerojet* (fabricante dos motores) a proceder, juntamente com os técnicos da *Lockheed Martin*, à remoção das turbo-bombas para substituírem os selos de isolamento. Estes trabalhos foram levados a cabo nas primeiras duas semanas de Dezembro na Base Aérea de Vandenberg. De referir que o primeiro estágio do Titan-23G (G-9)² já se encontrava na plataforma de lançamento SLC-4W desde o dia 12 de Outubro de 2000, o que poderá ter contribuído para o aparecimento destas fugas.



O satélite meteorológico militar DMSP 5D-3-F15 (28054 2003-048A) teve de esperar quase 3 anos pelo seu lançamento que teria lugar às 1617UTC do dia 18 de Outubro de 2003. Imagem: *Lockheed Martin Missiles & Space*.

² Este Titan-23G em particular esteve de serviço como ICBM durante o período de 1967 a 1986 num silo na Base da Força Aérea de McConnell, Kansas.

Uma nova data de lançamento foi agendada para o dia 20 de Dezembro, no entanto seria adiada para o dia 1 de Fevereiro devido a novos problemas. Em meados de Janeiro de 2002 os técnicos preparavam-se para procederem ao abastecimento do satélite quando o sistema de propulsão não conseguiu passar num teste de vácuo de rotina no dia 16 de Janeiro. Este teste foi realizado para verificar o estado do sistema antes de se proceder ao abastecimento de hidrazina que acabou por ser adiado. O problema foi localizado numa válvula que se encontrava defeituosa levando a que o satélite fosse novamente removido do estágio superior do lançador e transferido para o edifício de processamento.

Posteriormente verificou-se que o módulo de propulsão do DMSP 5D-3-F16 estava contaminado com combustível residual, obrigando à sua substituição. Com todos estes adiamentos o foguetão Titan-23G acabou por ser removido da plataforma de lançamento e substituído por outro lançador destinado a colocar em órbita o satélite meteorológico NOAA-M.

O lançamento acabaria por ser adiado para o dia 6 de Outubro com o Titan-23G (G-9) a ser colocado na plataforma de lançamento no mês de Julho de 2002. Porém, em princípios em Setembro de 2003 foi descoberto um novo problema com umas juntas de soldagem localizadas no interior do satélite (mais tarde veio a verificar-se que outros satélites da série possuíam o mesmo problema). Mais uma vez, e tendo em conta o longo tempo necessário para a sua reparação, o satélite foi retirado do seu foguetão lançador e colocado numa área de armazenamento dando lugar na plataforma de lançamento ao foguetão Titan-23G que acabaria por colocar em órbita o satélite Coriolis de pesquisa oceanográfica.

O problema descoberto em Setembro relacionou-se com o novo dispositivo SSMIS que estava a ser testado no satélite DMSP 5D-3-F17 e que seria lançado para o espaço em 2004. O novo sistema SSMIS, que foi inaugurado no veículo F-16, combina num só instrumento o que anteriormente era feito por uma série de sensores. Relaciona as leituras de temperatura e da quantidade de vapor de água numa determinada área da Terra e processa rapidamente a informação, fornecendo-a aos meteorologistas militares. Após ter sido notada a falha no sensor do veículo F-17, foram estados outros instrumentos tendo-se descoberto problemas similares. A investigação levada a cabo conduziu a más soldaduras em pequenos quadros nos circuitos integrados do SSMIS.

Apesar de todos estes problemas o satélite DMSP 5D-3-F16 nunca teve qualquer problema semelhante, no entanto e devido à falta de confiança no sistema que deverá funcionar por dois ou três anos em órbita, decidiu-se proceder à sua substituição antes do lançamento.

O lançamento foi agendado para ter lugar no dia 19 de Julho de 2003 (1617UTC), porém seria novamente adiado (devido a problemas com um dos giroscópios do Titan-23G) para meados de Agosto e depois para o dia 14 de Setembro (1617UTC). O satélite foi novamente colocado no seu foguetão lançador no dia 12 de Agosto. O lançamento foi novamente adiado para o dia 15 de Setembro para proporcionar um espaço de tempo suficiente entre o lançamento de um foguetão Titan-4 a partir do Cabo Canaveral e a missão G-9. Este adiamento foi forçado devido ao adiamento do lançamento do foguetão Titan-4 na missão B-36 desde Cabo Canaveral, permitindo assim a análise dos dados dos sistemas que são comuns entre os dois lançadores espaciais. A data de lançamento seria também adiada para permitir umas alterações de segurança às operações de abastecimento por parte da *Lockheed Martin* em resultado dos problemas que tiveram lugar no Cabo Canaveral durante a fase de abastecimento do Titan-4 (B-36). Um ligeiro adiamento foi também introduzido para permitir um ensaio das actividades a serem levadas a cabo por parte do denominado *Western Range* que controla os lançamentos desde a costa Oeste dos Estados Unidos.

Após uma épica saga e uma espera surreal de 33 meses, a contagem decrescente para o lançamento do DMSP 5F-3-F16 teve início na manhã do dia 14 Outubro. A contagem decrescente teve uma duração de 26 horas e o lançamento estava programado para o dia 15 de Outubro (1617UTC). Porém, a odisseia da missão G-9 não terminaria por aqui e o lançamento seria novamente adiado no dia 15 de Outubro devido a problemas técnicos na plataforma de lançamento e ao atraso na realização de alguns procedimentos.

Um novo adiamento teria lugar no dia 16 de Outubro devido a problemas com o sistema de orientação do lançador, nomeadamente na unidade IMU. O lançamento foi então agendado para as 1617UTC do dia 18 de Outubro.

A quinta contagem decrescente para o lançamento do DMSP 5D-3-F16 foi iniciada a 17 de Outubro com a torre de serviço da plataforma SLC-4W a ser retirada de junto do lançador às 1223UTC. A torre de serviço é colocada na sua posição de segurança a aproximadamente 55 metros de distância (onde chegou às 1243UTC). A torre de serviço tem uma altura de aproximadamente 61,0 metros e é uma estrutura massiva que serve como edifício de montagem e de protecção para o foguetão Titan-23G. A torre de serviço tem também um guindaste com a capacidade de elevar 30.000 kg que é utilizado para levantar os diferentes estágios do foguetão e a sua carga.

As condições atmosféricas eram as ideais para o lançamento com ventos a uma velocidade de 9,26 km/h vindo do NE a 35° e uma temperatura de 12,78°C (os meteorologistas da Força Aérea dos Estados Unidos previam temperaturas da ordem dos 12,22°C e ventos com uma velocidade de 22,22 km/h).

A contagem decrescente foi controlada a partir do denominado *Space Launch Complex-4 Launch Operations Building* localizado a 396 metros da plataforma. O *Air Force Launch Controller* verifica todas as actividades relacionadas com o comando, controlo e equipas de técnicos e engenheiros, passando a informação para o denominado *Air Force Launch Director* que toma as decisões relacionadas com o lançamento ao mais alto nível. Durante a consulta final na contagem decrescente o *Air Force Launch Controller* verifica o estado do foguetão, do satélite e das instalações. Se tudo se encontrar em conformidade é dada a luz verde para que o *Air Force Launch Director* proceda com o lançamento. O *Air Force Launch Director* e outros oficiais da Força Aérea estão situados no Edifício 7000 na Base Aérea de Vandenberg a alguns quilómetros do SLC-4. A decisão final do lançamento é tomada no *Spacelift Commander* do *Air Force's 30th Space Wing* em Vandenberg.

A pressurização do tanque de LOX do primeiro estágio teve início às 1501UTC e terminou às 1538UTC. Ao mesmo tempo foi levada a cabo a verificação dos sistemas de detecção e segurança.

Às 1602UTC (T-15m) entrou na chamada *Terminal Count* que é a fase final da contagem decrescente. A T-9m (1608UTC) foi levada a cabo a verificação final do lançador e às 1609UTC (T-8m) foi a vez do satélite DMSP 5D-3-F16 ser declarado pronto para o lançamento.

A T-2m (1615UTC) procedeu-se à verificação do sistema de autodestruição do lançador que seria utilizado para destruir o Titan-2 caso surgisse algum problema na fase inicial do lançamento.

Às 1616UTC (T-57s) teve início a sequência final de lançamento e a T-30s (1616UTC) deu-se a abertura das válvulas primários do primeiro estágio do Titan-23G. A T-20s (1616UTC) a equipa de controlo deu luz verde para o lançamento anunciando "*Cindy Marie is go for launch!!!*". A T-9s (1617UTC) foi armado o sistema de autodestruição do lançador e a T=0s

(1617UTC) foi enviado o comando "*Fire Engine*" para dar início à ignição dos motores do primeiro estágio. A potência dos motores acumula-se rapidamente e quando atinge os 77% dá-se a explosão dos sistemas (constituídos por quatro colunas) que seguram o veículo à plataforma de lançamento. Todo este processo demorou menos de 4s.

Às 1618UTC (T+1m 10s) o foguetão atingiu a zona de máxima pressão aerodinâmica e às 1619UTC (T+2m 40s) deu-se o final da queima do primeiro estágio e a sua separação, com o segundo estágio a entrar em ignição.

A separação da ogiva de protecção do satélite teve lugar às 1620UTC (T+3m 30s). O final da queima do segundo estágio teve lugar às 1622UTC (T+5m 37s).

O satélite DMSP 5D-3-F16 separou-se do segundo estágio do seu lançador às 1623UTC (T+6m 50s) entrando numa trajectória balística.

A ignição do motor AKM (*Apogee Kick Motor*) teve lugar por volta das 1631UTC (T+14m) fornecendo a força necessária para colocar o satélite em órbita terrestre (apogeu de 851,92 km de altitude; perigeu de 779,69 km de altitude). O satélite foi posteriormente colocado numa órbita polar circular a uma altitude de 848,22 km e com uma inclinação de 98,7° em relação ao equador terrestre.

Após atingir a órbita terrestre o satélite DMSP 5D-3-F16 recebeu a Designação Internacional 2003-048A e o número de catálogo orbital 28054.

O próximo satélite DMSP a ser colocado em órbita será o DMSP 5D-3-F17 cujo lançamento está previsto para ter lugar em Abril de 2005 a bordo de um foguetão Delta-4 a partir do SLC-6 da Base Aérea de Vandenberg. O satélite DMSP 5D-3-F18 deverá ser colocado em órbita em Outubro de 2007 a bordo de um foguetão Atlas-5 a partir do SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg. Depois do lançamento do veículo F18 deverão ainda ser colocados em órbita mais satélites da série até ao ano 2011.



Pelo fim das touradas em Portugal!!!

21 de Outubro – CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)

Zi Yuan-1B (CBERS-2); Chuangxin-1



Lançamento orbital n.º 4.297
 Lançamento China n.º 74 (1,722%)
 Lançamento Taiyuan n.º 15 (0,349%)

A 19 de Julho de 2000 a China e o Brasil assinaram um acordo de desenvolvimento e construção do segundo satélite CBERS (*China-Brazil Earth Remote Sensing*). Este acontecimento foi noticiado pela agência de notícias Xinhua e pelo portal SpaceDaily.com³ e ocorreu em Pequim numa cerimónia na qual estiveram presentes representantes da Academia Chinesa de Tecnologia Espacial, o Ministro da Ciência e Tecnologia do Brasil, representantes do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) e o Embaixador do Brasil na China.

Segundo o acordo então assinado o Brasil ficou responsável pela montagem e teste do satélite, enquanto a China enviaria uma equipa de especialista e equipamento para trabalhar com os seus pares brasileiros. Na altura estava previsto que o CBERS-2 seria colocado em órbita no final de 2001.

O CBERS-2 tem como objectivo substituir o satélite CBERS-1⁴ que tinha uma vida útil de dois anos em órbita terrestre. O satélite, também conhecido pela designação Zi Yuan-1B, pode revelar alterações nos vários recursos naturais, tais como florestas, oceanos, produtos minerais; observar desastres naturais e fornecer o suporte necessário para que tanto a China como o Brasil possam melhor explorar os seus recursos e proteger o meio ambiente.

Tecnicamente o Zi Yuan-1B/CBERS-2 é igual ao CBERS-1, sendo composto por dois módulos: Módulo de Carga e Módulo de Serviço. O Módulo de Carga transporta três câmaras (CCD, IRMSS e WFI) e um repetidor para o Sistema Brasileiro de Obtenção de Dados Ambientais. O Módulo de Serviço contém o equipamento para o fornecimento de energia, controlo, comunicações e outras funções necessárias para a operação do satélite. O satélite tem um peso de 1.550 kg e está equipado com um painel solar

Para levar a cabo as actividades de montagem, integração e testes do satélite os laboratórios do INPE tiveram de ser expandidos e melhorados. Procedeu-se à redução dos níveis de humidade nas salas estereis de forma a satisfazer os requisitos dos instrumentos ópticos chineses; levaram-se a cabo melhoramentos nas plataformas rolantes nas áreas de testes ambientais; instalaram-se novos meios de medida de massas; procedeu-se à colocação de um laboratório para a execução de soldaduras de materiais que seriam expostos ao ambiente espacial, utilizando dispositivos magnéticos e novos sistemas de obtenção de dados de vibrações; e procedeu-se ao desenho e construção de novos equipamentos de suporte mecânico e contentores.

As actividades de montagem, integração e testes do Zi Yuan-1B/CBERS-2 tiveram início a 13 de Agosto de 2000 quando o primeiro carregamento de equipamento proveniente da China chegou ao Brasil. Esta fase do desenvolvimento do satélite teve uma duração aproximada de 14 meses e decorreu nos laboratórios de montagem, integração e testes do INPE. As actividades foram levadas a cabo por equipas brasileiras e chinesas.

As principais actividades levadas a cabo foram:

- Preparação da estrutura principal do satélite, incluindo a montagem das referências primárias para o alinhamento óptico das estruturas primárias e dos suportes dos dispositivos de controlo de reacção, montagem da estrutura preliminar e verificação do alinhamento da estrutura primária em relação às referências primárias;
- Montagem do sistema de propulsão: montagem dos tanques de propelente nos respectivos suportes, soldagem das tubagens de titânio, montagem do suporte do tanque na estrutura primária, locais de fugas locais e globais, e montagem da protecção térmica.

³ <http://www.spacedaily.com/news/china-00zr.html>

⁴ O CBERS-1 (25940 1999-057A), também designado Zi Yuan-1, foi colocado em órbita no dia 14 de Outubro de 1999 (0315UTC) por um foguetão CZ-4B (CZ4B-2) a partir da Plataforma LC1 do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan, localizado na província de Shanxi. Juntamente com o CBERS-1 foi colocado em órbita o satélite SACI-I (25941 1999-057B).

- Testes de aceitação do equipamento para a sua integração no satélite: recepção, testes funcionais, e controlo da contaminação orgânica.
- Outras actividades tais como: equipamento mecânico, montagem de cabos e protecção térmica, integração eléctrica, testes funcionais, montagem de módulos mecânicos, testes de compatibilidade electromagnética e de interferências, medições de massas, testes de vibração, testes de abertura do painel solar, testes de vácuo e térmicos, e medições magnéticas.

Após a conclusão destas actividades, o satélite e o equipamento de suporte e peças suplentes foram preparados para serem transportados para a China. Todos os materiais foram transferidos desde São José dos Campos para a China a 14 de Outubro de 2001, onde foram levados a cabo ensaios acústicos e se iniciou a fase final para o lançamento. Novos testes tiveram lugar na China.

O Zi Yuan-1B/CBERS-2 terá um tempo de vida útil em órbita de dois anos, sendo o primeiro ano e meio controlado pela China e o restante tempo será controlado pelo Brasil. O Centro de Detecção e Controlo é o responsável pelo controlo dos satélites CBERS. As suas infra-estruturas estão localizadas no Centro de Controlo de Satélites, São José dos Campos, e em Cuiabá e Alcântara (estações de rastreio).

A bordo do Zi Yuan-1B/CBERS-2 seguem três câmaras com diferentes resoluções espaciais e diferentes frequências:

- WFI (Wide Field Imager) – capaz de cobrir 890 km com uma resolução de 260 metros. A superfície terrestre é completamente observada em cinco dias em duas bandas espectrais (0,66 mm – verde; 0,83 mm – infravermelho próximo).
- Câmara CCD – fornece imagens de uma área com um comprimento de 113 km e com uma resolução espacial de 20 metros. Como esta câmara se pode movimentar num ângulo de 32° para cada lado, é capaz de obter imagens estereoscópicas de uma determinada região. Por outro lado, qualquer fenómeno detectado pela câmara WFI pode ser observado por esta capacidade da câmara CCD com um intervalo máximo de 3 dias. A câmara opera em cinco bandas espectrais que inclui uma banda pancromática desde 0,51 mm até os 0,73 mm. As duas bandas espectrais da WFI estão também presentes na câmara CCD de forma a complementar os dados dos dois tipos de imagens. Um ciclo completo da câmara CCD demora 26 dias.
- IR-MSS (Infrared Multispectral Scanner) – opera em quatro bandas que permitem estender a cobertura do satélite até à zona do espectro infravermelho térmico. Obtém imagens de áreas com um comprimento de 120 km com uma resolução de 80 metros (160 metros no canal térmico). Obtém uma cobertura total do planeta em 26 dias, podendo ser estas imagens correlacionadas com as imagens obtidas pela câmara CCD.

O satélite Chuangxin-1

O lançamento do pequeno satélite Chuangxin-1 juntamente com o Zi Yuan-1B/CBERS-2 marcou o início do desenvolvimento de micro-satélites por parte da China. O Chuangxin-1 é o primeiro satélite com menos de 100 kg desenvolvido pela Academia de Ciências Chinesa.

O Chuangxin-1 (“Inovação-1”) adopta uma série de avançadas tecnologias de telecomunicações e pode desempenhar um grande papel na transmissão de dados no auxílio do controlo de tráfego, protecção ambiental, transporte de petróleo e gás, prevenção de inundações e monitorização de terramotos.

O foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B

Esta foi a 6ª 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.

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 $N_2O_4/UDMH$.

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 $N_2O_4/UDMH$.

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)



A 21 de Outubro de 2003 era lançado desde Taiyuan o segundo satélite CBERS. Imagem: Xinhua.

Lançamento do Zi Yuan-1B/CBERS-2 e do Chuangxin-1

O lançamento do CBERS-2, inicialmente previsto para 2001, acabou por ser adiado para Setembro de 2002. No entanto no início deste mês o seu lançamento acabaria por ser novamente adiado quando o satélite já se encontrava na fase final de testes para o lançamento. Nesta altura foram detectados defeitos em alguns dos componentes do sistema de fornecimento de energia o que obrigou à sua substituição pelos técnicos brasileiros e fazendo com que o lançamento fosse adiado para 2003.

Um outro factor que contribuiu para o adiamento foi o facto das reparações não poderem ser feitas antes do encerramento do período de lançamentos do Centro de Lançamentos de Satélites de Taiyuan que se dá em Outubro.

O lançamento do CBERS-2 teve lugar às 0316UTC e atingiu a órbita terrestre às 0329UTC, tendo sido colocado em órbita a uma altitude de 300,14 km, com uma inclinação de 98,5° em relação ao equador terrestre. O CBERS-2 entrou num período experimental em órbita iniciando as suas funções 80 dias após o lançamento.

Após atingir a órbita terrestre o satélite Zi Yuan-1B/CBERS-2 recebeu a Designação Internacional 2003-049A e o número de catálogo orbital 28057, enquanto que o satélite Chuangxin-1 recebeu a Designação Internacional 2003-049B e o número de catálogo orbital 28058. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

30 de Outubro – 15A30 Rockot Breeze-KM

SERVIS-1

A 7 de Novembro de 2001 a empresa Eurockot Launch Services, Bremen – Alemanha, era escolhida pelo USEF (*Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer*), Tóquio – Japão, para colocar em órbita o satélite SERVIS-1 (*Space Environment Reliability Verification Integrated System*).

Lançamento orbital n.º 4.298
Lançamento Rússia n.º 2.707 (62,983%)
Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.486 (34,574%)

A Eurockot Launch Services é uma empresa formada juntamente pela Astrium EADS SPACE Transportatio (51%) e pela Khrunichev Space Center (49%), providenciando serviços de lançamento de satélites para operadores de veículos em órbitas terrestres baixas utilizando o lançador Rockot. A Eurockot leva a cabo os seus lançamentos desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk.

O SERVIS-1

A missão do SERVIS-1 é o desenvolvimento de tecnologias para uso comercial de sistemas inovadores em ambiente espacial.

O projecto SERVIS teve início em 1999 e será prolongado até 2007 com o lançamento de dois satélites, sendo o segundo colocado em órbita em 2006. O projecto consiste em quatro partes principais:

1. Construção e lançamento de dois satélites SERVIS;
2. Teste de vários sistemas COTS (*Commercial Off-The-Shelf*) inovadores, incluindo testes de radiação;
3. Desenvolvimento de equipamento avançado para satélites utilizando sistemas COTS para verificação espacial;
4. Desenvolvimento de uma rede de infraestruturas de ‘Verificação Integral’.

Um satélite é composto de dezenas de milhar de partes electrónicas e componentes. Até agora foram utilizados componentes altamente fiáveis mas extremamente dispendiosos. Estes componentes apresentam alguns problemas. Por exemplo, são normalmente dispendiosos, demoram muito tempo a ser adquiridos, e a tecnologia é muitas vezes mais velha do que os componentes comerciais mais avançados.

Componentes para as indústrias da autonomia, computadores e comunicações, possuem não só uma tecnologia avançada, mas também atingem níveis de alta qualidade devido à natureza da sua produção em massa e à necessidade da sua produção.

Ao aplicar os vários sistemas COTS prevê-se a construção mais rápida de satélites mais baratos, melhores e mais pequenos.

O SERVIS-1 foi construído pela MELCO, uma filial da *Mitigueis Electriza*, e tinha um peso de 840 kg no lançamento e deverá permanecer em órbita terrestre durante dois anos.



O 15A30 Rockot

O lançador 15A30 Rockot tira proveito dos mísseis balísticos intercontinentais retirados de serviço. Também conhecido como RS-18, SS-19 Mod.1 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos) ou UR-100N (designação do fabricante *Khrunichev*), foi desenhado por Vadias Nikolayevich Chelomei.

O Rockot é um lançador a três estágios sendo capaz de desenvolver 157.970 kgf no lançamento, colocando até 1.850 kg numa órbita terrestre a 300 km de altitude. O veículo tem um peso total de 97.170 kg, um comprimento de 22,0 metros e um diâmetro de 2,5 metros.

O primeiro estágio UR-100N-1N tem um comprimento de 13,3 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 77.150 kg, pesando 5.695 kg sem combustível. Desenvolve 181.373 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um Tq de 121 s. Está equipado com quatro motores RD-0232 que consomem N₂O₄/UDMH. O RD-0232 foi desenhado por Kosberg e tem uma câmara de combustão.

Lançamento	Data	Local Lançamento	Veículo	Carga
???	1-Out-98	GIK-5 Baikonur, ??	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	20-Out-99	GIK-5 Baikonur, LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2000-026	16-Mai-00	GIK-1 Plesetsk, LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	Simsat-1 (26365 00-026A) Simsat-2 (26366 00-26B)
2000-S024	1-Nov-00	GIK-5 Baikonur, LC175/2	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S015	27-Jun-01	GIK-5 Baikonur, LC132	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S025	26-Out-01	GIK-5 Baikonur, LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2002-012	17-Mar-02	GIK-1 Plesetsk, LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	GRACE-1 (27391 02-012A) GRACE-2 (27392 02-012B)
2002-031	20-Jun-02	GIK-1 Plesetsk, LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	Iridium-97 (27450 02-031A) Iridium-98 (27451 02-031B)
2003-031	30-Jun-03	GIK-1 Plesetsk, LC133/1	15A30 Rokot / Breeze-KM	MOM-1
2003-050	30-Out-03	GIK-1 Plesetsk, LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	SERVIS-1 (28060 03-050A)

O segundo estágio UR-100N-2N tem um comprimento de 2,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 12.195 kg, pesando 1.485 kg sem combustível. Desenvolve 21.850 kgf no vácuo, tendo um Ies de 322 s e um Tq de 155 s. Está equipado com um motor RD-0235 que consome N_2O_4 /UDMH. O RD-0232 foi desenhado por Kosberg e tem uma câmara de combustão, sendo capaz de desenvolver 24.473 kgf no vácuo (Ies de 320 s). Este motor é baseado no motor RD-0217, mas possui um escape maior para operar a grandes altitudes. Este estágio possui ainda quatro motores vernier que continuam em operação por 19 s após o fim da queima do motor principal.

Por fim, o terceiro estágio Breeze-KM tem um comprimento de 2,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 6.665 kg, pesando 1.700 kg sem combustível. Desenvolve 2.000 kgf no vácuo, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 800 s. Está equipado com um motor principal S5.98M com quatro motores vernier 11D458 e doze vernier 17D58E que consomem N_2O_4 /UDMH. O S5.98M pode ser reativado oito vezes e é capaz de gerar um impulso de 2.000.000 kgf/s (com um impulso mínimo de 2.500 kgf/s). O tempo máximo de queima é de 1.000 s e o mínimo é de 1 s, sendo o tempo entre as queimas de 15 s e 5 h.

Lançamento do SERVIS-1



O lançamento do SERVIS-1 estava inicialmente previsto para ter lugar a 8 de Outubro de 2003, sendo posteriormente adiado para o dia 29 de Outubro. Neste dia o lançamento foi novamente adiado devido às más condições atmosféricas registadas no Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, nomeadamente devido à presença de fortes ventos em altitude com uma velocidade de 80 m/s quando o limite para o lançamento do 15A30 Rockot é de 46 m/s..

O satélite foi colocado em órbita terrestre 90 minutos após o lançamento que teve lugar às 1343UTC do dia 30 de Outubro. A separação do estágio Breeze-KM teve lugar às 1520UTC e o satélite

ficou colocado numa órbita sincronizada com o Sol a uma altitude média de 1.000 km e uma inclinação de 99,5° em relação ao equador terrestre.

Após atingir a órbita terrestre o satélite SERVIS-1 recebeu a Designação Internacional 2003-050A e o número de catálogo orbital 28060. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

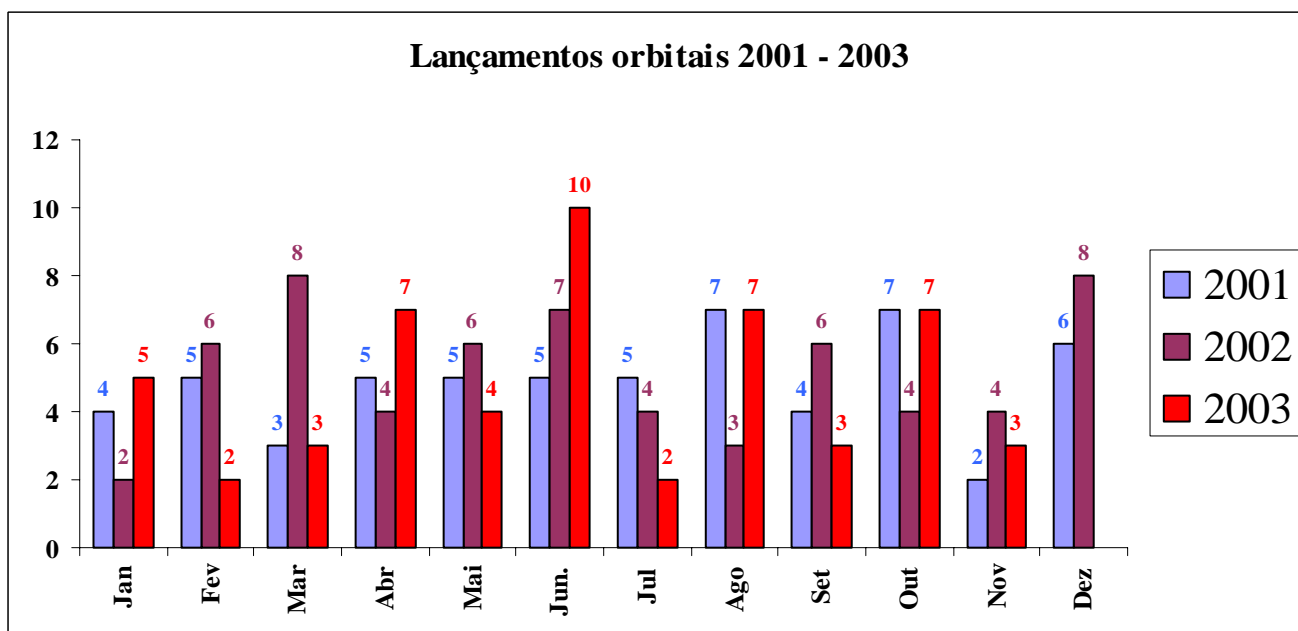
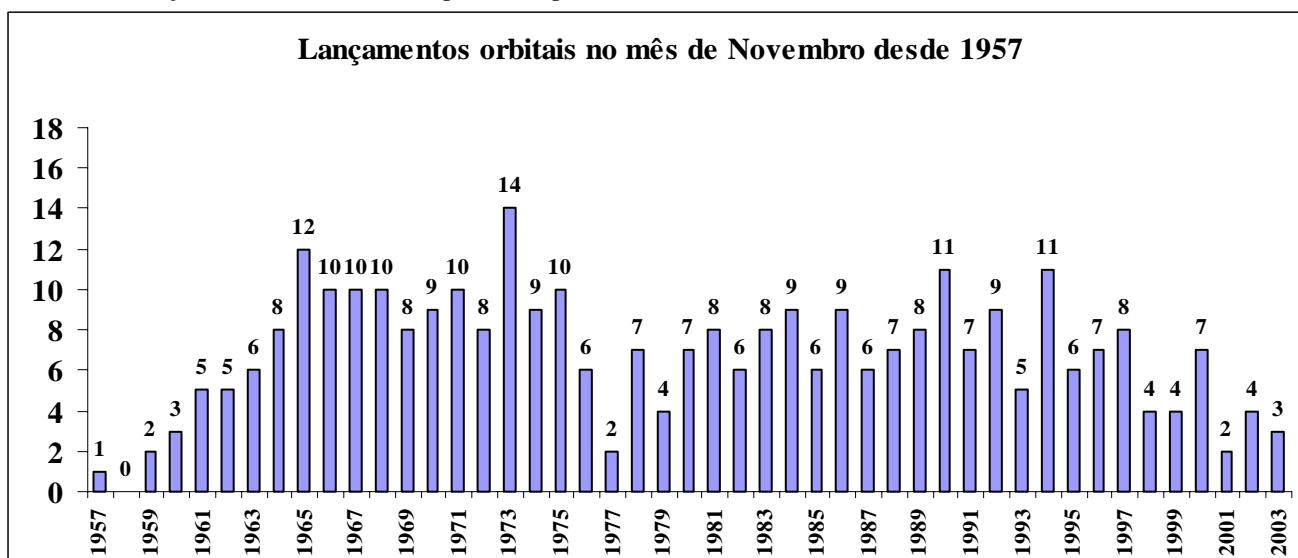
Lançamento do foguetão 15A30 Rockot Breeze-KM a 30 de Outubro de 2003 para colocar em órbita o satélite japonês SERVIS-1 (28060 2003-050A). Imagens: *Eurockot*.



Novembro de 2003

Em Novembro de 2003 registaram-se 4 tentativas de lançamentos orbitais dos quais 3 tiveram sucesso, colocando-se em órbita 4 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Novembro foram realizados 4.301 lançamentos orbitais, 321 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 7,463% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,695% do total) onde se verificam mais lançamentos orbitais e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (265 lançamentos que correspondem a 6,161% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Novembro teve lugar a 3 de Novembro de 1957 (0230:42UTC) quando um foguetão 8K71PS Sputnik (2PS), lançado a partir da plataforma 17P32-5 (LC1 PU-5) do Cosmódromo de NIIP-5 Baikonur, colocou em órbita terrestre o segundo satélite artificial, o Sputnik-2 '2-y ISZ' (00003 1957 Beta 1957-002A). Este foi o 2º lançamento orbital da Era Espacial e o primeiro a colocar em órbita o ser vivo, a cadela Laika.



3 de Novembro – CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)

Jianbing-4 'FSW-3 (1)'

Após vários anos de interregno, a China voltou a colocar em órbita um satélite recuperável. Apesar de anunciado, veio a constatar-se que o satélite Jianbing-4 'FSW-3 (1)' não era o satélite "Seed Satellite" que está anunciado há vários anos mas sim um veículo de reconhecimento militar de uma nova geração.

Lançamento orbital n.º 4.299
Lançamento China n.º 75 (1,745%)
Lançamento Jiuquan n.º 29 (0,675%)

Os satélites Fanhui Shei Weixing

Os satélites FSW (Fanhui Shei Weixing⁵) foram 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 1974⁶.

A série FSW-0 foi desenvolvida nos anos 60. Os veículos eram lançados por foguetões CZ-2 Chang Zheng-2 e tinham 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 57° a 70° 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-0 estava colocada na zona frontal do veículo com o escudo térmico da direcção do movimento. A cúpula esférica albergava o sistema de pára-quadras.

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

⁵ "Fanhui Shei Weixing" – Satélite de Teste Recuperável.

⁶ 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.

Os satélites da série FSW-1 tinham uma forma cônica 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.

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) ⁷	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

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.

Os FSW-2 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 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.

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.

⁷ O satélite FSW-1 (4) foi lançado juntamente com o satélite Freja (22161 1992-064A).

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.

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.

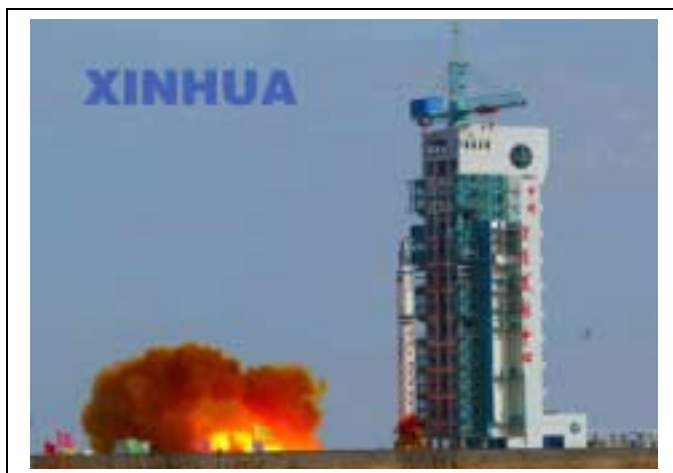
O segundo estágio, denominado L-35, tem um peso bruto de 39.550 kg, pesando 4.000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 84.739 kgf (vácuo), tendo um Ies de 295 s, um Ies-nm de 260 s e um Tq de 135 s. O seu comprimento é de 10,41 metros e tem um diâmetro de 3,35 metros. Está equipado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

Lançamento	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 CZ2D-4	3-Nov-03	7:20:00	Jiuquan, LA2	FSW-3 (1) (28078 03-51A)

Lançamento do Jianbing-4

Como é usual neste tipo de lançamentos por parte da China, os detalhes disponíveis sobre esta missão são escassos. Como já foi referido anteriormente, esperava-se que a China coloca-se em órbita um satélite científico recuperável contendo uma carga biológica composta por amostras vegetais (sementes). Este constituiu o 73º lançamento de um foguetão da família de lançadores Chang Zheng desde 1970, sendo o 31º lançamento consecutivo com sucesso.

Os diversos relatos que surgiram no Ocidente, referiram que a missão deste satélite seria predominantemente científica com outro tipo de pesquisa a ser levada a cabo durante a sua missão de 18 dias em órbita terrestre⁸. Segundo a edição electrónica do diário chinês de língua inglesa *People's Daily*⁹, a missão do Jianbing-4 iria servir para a "...observação terrestre, mapeamento de determinadas áreas e outras experiências científicas". Ainda segundo este diário, os dados recolhidos pelo satélite irão auxiliar a promover o desenvolvimento científico, tecnológico, económico e social do país.



Às 0720UTC do dia 3 de Novembro de 2003 era lançado desde Jiuquan um foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4) que colocaria em órbita o satélite Jianbing-4 (28078 2003-051A). Imagem: Xinhua.

O lançamento do Jianbing-4 (também designado FSW-3 (1) ou FSW-18) teve lugar às 0720UTC do dia 3 de Novembro de 2003. O satélite foi colocado numa órbita inicial com um apogeu de 330 km de altitude, um perigeu de 191 km de altitude, uma inclinação orbital de 62,99° e um período orbital de 89,69 minutos. Os parâmetros orbitais do satélite pouco alteraram nos primeiros dias e no decorrer da sua missão (a 5 de Novembro o satélite encontrava-se numa órbita com um apogeu de 331 km de altitude, um perigeu de 194 km de altitude, uma inclinação orbital de 62,99° e um período orbital de 89,76 minutos; enquanto que a 9 de Novembro encontrava-se numa órbita com um apogeu de 335 km de altitude, um perigeu de 193 km de altitude, uma inclinação orbital de 62,99° e um período orbital de 89,79 minutos). O satélite levou a cabo pequenas manobras de elevação orbital a 8 de Novembro e a 14 de Novembro.

⁸ Xinhua on-line: http://news.xinhuanet.com/english/2003-11/03/content_1157108.html.

⁹ http://english.peopledaily.com.cn/200311/03/eng20031103_127491.shtml.

Muitos analistas ocidentais acreditam que o Jianbing-4 pertence à nova série FSW-3 ou é mesmo um sucessor dos satélites FSW. O especialista em astronáutica chinesa, Phillip Clark, refere que a série FSW-2 era conhecida pela designação Jianbing-2 enquanto que os satélites Zi Yuan-2 são também designados Jianbing-3.



Dois aspectos do lançamento do foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4) que colocou em órbita o satélite Jianbing-4 (28078 2003-051A) no dia 3 de Novembro de 2003. Nestas imagens pode-se observar em mais pormenor a nova torre de lançamento em betão armado existente em Jiquan. Imagens: Xinhua.

No final da sua missão o Módulo de Reentrada separou-se às 0142UTC do dia 21 de Novembro e o restante do satélite foi colocado numa órbita com um apogeu de 357 km de altitude e um perigeu de 192 km de altitude. O Módulo de Reentrada aterrou às 0204UTC do dia 22 de Novembro na província de Sichuan.



Militares chineses analisam o Módulo de Regresso do Jianbing-4 'FSW-3 (1) que aterrou no dia 21 de Novembro de 2003 em Sichuan. Imagem: Xinhua.

Este lançamento foi o primeiro no mundo a utilizar uma torre de lançamento fabricada em betão reforçado com barras de aço em vez das usuais estruturas metálicas utilizadas nas plataformas espalhadas pelo planeta. A torre, com 91 metros de altura, substitui as usuais estruturas metálicas, assemelhando-se a um edifício alto. 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 estéreis 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 a nova 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.

Após atingir a órbita terrestre o satélite Jianbing-4 FSW-3 (1) recebeu a Designação Internacional 2003-051A e o número de catálogo orbital 28078. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

14 de Novembro – CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-8)

Zhongxing-20

O segundo lançamento orbital chinês após a missão de Yang Liwei colocou em órbita um satélite de comunicações militares lançado por um foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang.

Lançamento orbital n.º 4.300
Lançamento China n.º 76 (29,809%)
Lançamento Xichang n.º 32 (0,744%)

Baseado no modelo DFH-3, o Zhongxing-20 (também conhecido pela designação Feng Huo-2) tinha um peso de 2.300 kg no lançamento. Os satélites DFH-3 estavam equipados com dois painéis solares e eram estabilizados nos três eixos espaciais. A bordo seguiam 24 repetidores na frequências dos 6/4 GHz, estando desenhados para servirem durante oito anos em órbita terrestre. O satélite estava também equipado com um motor FY-25 (de propelente líquido) que era utilizado para atingir a órbita final e para a sua manutenção.



O modelo DFH-3 tem um comprimento de 1,70 metros, um diâmetro de 2,20 metros e transportava 1.100 kg de propelente. Foi desenhado pela Academia de Tecnologia Espacial da China juntamente com a Corporação de Ciência e Tecnologia Aeroespacial da China.

O lançador CZ-3A Chang Zheng-3A

O foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A representa uma evolução do lançador orbital CZ-3 Chang Zheng-3 introduzindo um novo terceiro estágio criogénico, além de um sistema de controlo mais avançado. O CZ-3A é um lançador a três estágios com uma grande capacidade de carga para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona, tendo uma maior flexibilidade para o controlo de atitude e uma melhor adaptabilidade a uma grande variedade de missões.

No total já foram levadas a cabo 8 lançamentos do CZ-3A, tendo uma taxa de sucesso de 100%. O primeiro lançamento do CZ-3A teve lugar a 8 de Fevereiro de 1994 (0834UTC) quando o veículo CZ3A-1 colocou em órbita os satélites Shi Jian 4 (22996 1994-010A) e Kua Fu 1 (23009 1994-010B). Todos os lançamentos deste foguetão são realizados a partir do Complexo de Lançamentos LC2 do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang.

O Chang Zheng-3A é capaz de colocar uma carga de 7.200 kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude e com uma inclinação de 28,5° em relação ao equador terrestre, ou então uma carga de 2.600 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu inicial de 40.000 km de altitude. O lançador desenvolve uma força de 302.000 kgf no lançamento, tendo

uma massa total de 241.000 kg. O seu diâmetro é de 3,35 metros e o seu comprimento é de 52,5 metros.

O primeiro estágio do CZ-3A, L-180, tem um peso bruto de 179.000 kg e um peso de 9.000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 332.952 kgf (vácuo), tendo um Ies de 189 s, um Ies-nm de 259 s e um Tq de 155 s. O seu comprimento é de 23,08 metros, tendo um diâmetro de 3,35 metros e uma envergadura de 7,0 metros. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N₂O₄/UDMH.

O segundo estágio, denominado L-35, tem um peso bruto de 33.600 kg, pesando 4.000 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 84.739 kgf (vácuo), tendo um Ies de 297 s, um Ies-nm de 260 s e um Tq de 110 s. O seu comprimento é de 11,53 metros e tem um diâmetro de 3,35 metros. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N₂O₄/UDMH. Finalmente o terceiro estágio, denominado H-18, tem um peso bruto de 21.000 kg, pesando 2.800 kg sem combustível. No lançamento desenvolve uma força de 16.000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 440 s e um Tq de 470 s. O seu comprimento é de 12,38 metros e tem um diâmetro de 3,00 metros. Está equipado com dois motores YF-75 que consomem LOX/LH₂.

Quando o CZ-3A Chang Zheng-3A realizou três lançamentos consecutivos com sucesso foi colocado no mercado internacional do lançamento de satélites.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Local de Lançamento	Satélites
1994-010	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-1	19-Nov-99	8:34:00	Xichang, LC2	Shi Jian-4 (22996 94-010A) Kua Fu-1 (23009 94-010B)
1994-080	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-2	29-Nov-94	17:02:00	Xichang, LC2	DFH-3 (23415 94-080A)
1997-021	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-3	11-Mai-97	16:17:00	Xichang, LC2	Zhongxing-6 (24798 97-21A)
2000-003	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-4	25-Jan-00	16:45:05	Xichang, LC2	Zhongxing-22 (26058 00-03A)
2000-069	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-5	30-Out-00	16:02:00	Xichang, LC2	Beidou-1 (26599 00-069A)
2000-082	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-6	20-Dez-00	16:20:00	Xichang, LC2	Beidou-2 (26643 00-082A)
2003-021	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-7	24-Mai-03	8:34:00	Xichang, LC2	Beidou-2A (27813 03-21A)
2003-052	CZ-3A Chang Zheng-3A CZ3A-8	14-Nov-03	16:01:00	Xichang, LC2	Zhongxing-20 (28080 03-52A)

Lançamento do Zhongxing-20

O lançamento do Zhongxing-20 teve lugar às 1601UTC do dia 14 de Novembro de 2003 a partir da Plataforma LC2 do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang. Esta foi a primeira vez que a China levou a cabo dois lançamentos orbitais consecutivos no registo internacional de lançamentos. Este foi o 73º lançamento orbital de um foguetão da série Chang Zheng desde 1970 e o 32º lançamento com sucesso consecutivo desde Outubro de 1996, o que demonstra cada vez mais o aperfeiçoamento por parte da China das tecnologias de foguetões. Este foi o quarto lançamento orbital chinês no espaço de um mês após o lançamento da Shenzhou-5 a 15 de Outubro, dos satélites Zi Yuan-1B/CBERS-2 e Chuangxin-1 a 21 de Outubro, e do satélite Jianbing-4 a 3 de Novembro.

Após o lançamento o satélite foi colocado numa órbita preliminar às 1611UTC. Uma segunda ignição do último estágio do foguetão lançador às 1625UTC colocou o satélite numa órbita elíptica com um apogeu de 41.981 km de altitude, um perigeu de 212 km de altitude, uma inclinação orbital de 24,5º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 755,37 minutos. Neste mesmo dia, pelas 2248UTC o satélite encontrava-se numa órbita elíptica com um apogeu de 41.935 km de altitude, um perigeu de 199 km de altitude, uma inclinação orbital de 24,98º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 754,15 minutos. Nos dias seguintes ao lançamento o Zhongxing-20 utilizou os seus próprios meios para elevar o seu perigeu orbital e baixar o seu apogeu, alterando também a sua inclinação orbital. Pelas 1438:24UTC do dia 20 de Novembro, o satélite atingia a órbita geossíncrona com um apogeu de 35.797 km de altitude, um perigeu de 35.771 km de altitude, uma inclinação orbital de 0,31º e um período orbital de 1.435,96 minutos. O satélite foi colocado a 103º longitude Este sobre o equador terrestre. Nos dias seguintes o Zhongxing-20 tem apresentado alguns movimentos indicados na seguinte tabela¹⁰.

Data	Hora (UTC)	Longitude	Inc. (º)	Altitude média (km)
20-Nov-03	14:38:24	102,9	0,3	35791
25-Nov-03	10:05:10	103,0	0,3	35776
3-Dez-03	6:17:26	103,0	0,3	35774
7-Dez-03	6:03:01	102,9	0,3	35775
8-Dez-03	4:44:02	102,9	0,3	35774
14-Dez-03	7:04:11	103,0	0,2	35773
21-Dez-03	22:02:36	102,9	0,2	35792
29-Dez-03	17:07:51	103,0	0,2	35796
8-Jan-04	4:12:50	102,9	0,2	35776

Após entrar em órbita terrestre o satélite Zhongxing-20 recebeu a Designação Internacional 2003-052A e o número de catálogo orbital 28082. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

¹⁰ Dados obtidos em <http://www.sat-index.com/geo/28082.htm>.

24 de Novembro – 8K82K Proton-K DM-2M (407-02 / 12L)

Yamal-201; Yamal-202

O 53º lançamento orbital de 2003 foi levado a cabo por um foguetão russo 8K82K Proton-K (407-02) equipado com um estágio superior Block DM-2M (12L) que colocou em órbita geostacionária dois satélites de comunicações da série Yamal-200. O lançamento teve lugar desde a Plataforma PU-23 do Complexo de Lançamentos LC81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

Lançamento orbital n.º 4.301
Lançamento Rússia n.º 2.708 (55,987%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.123 (26,110%)

Os satélites Yamal-200

Os dois satélites da série Yamal-200 fazem parte do Programa Espacial Federal da Rússia, sendo colocados em órbitas geostacionárias a 90º longitude Este (Yamal-201) e 49º longitude Este (Yamal-202). O satélite Yamal-201 está equipado



Os dois satélites Yamal-200 são colocados no topo do estágio Block DM-2M em baikonur. Imagem: RSC Energiya.

com uma carga de repetidores em banda-C (6) e em banda-Ku (18) cujas zonas de cobertura incluem a Federação Russa e os países vizinhos da Comunidade de Estados Independentes. Por seu lado, o Yamal-202 está equipado somente com repetidores em banda-C (6) tendo como missão providenciar cobertura da Federação Russa, Comunidade de Estados Independentes, Europa e Ásia (excluindo o Norte Asiático e Oeste Asiático).

O Yamal-201 tem peso de 1.360 kg, enquanto que o Yamal-202 tem um peso de 1.320 kg. Os satélites foram construídos pela Corporação RSC Energiya juntamente com a empresa JSC GasCom que os irá operar, sendo baseados num modelo multi-usos e sob contrato da empresa GasCom.

Um aspecto curioso relatado pela agência de notícias ITAR-TASS¹¹ foi a referência a algumas das missões que os satélites irão levar a cabo em órbita auxiliando na detecção de movimentos de grupos,

nomeadamente “...emigrantes ilegais e ladrões”, permitindo também a recolha de informações para as forças russas de segurança interna relativamente ao roubo de gás natural e petróleo. Os satélites servirão também para controlar carros de patrulha e dirigi-los para potenciais zonas e locais de crime. A polícia poderá monitorizar as ruas russas 24 horas por dia com o auxílio de mapas electrónicos que indicam todas as zonas e edifícios principais.

Os satélites Yamal-100 foram desenhados para satisfazer os requisitos do mercado mundial das telecomunicações, operando em órbita geostacionária desde 6 de Setembro de 1999. Os Yamal-100 são o primeiro exemplo notável da indústria espacial russa na implementação de tecnologia de ponta.

Os satélites Yamal-200 foram desenhados para trabalhar com o sistema Yamal (comunicações e retransmissão) que fornece ligações avançadas de comunicações para organizações que pertencem à indústria russa do gás, bem como serviços de comunicações (transmissão de voz, fax, videoconferência, transmissão de dados digitais, transmissão de sinal de TV e Internet) para utilizadores na Rússia e em outros países.

Ao desenhar estes satélites a RSC Energiya utilizou o modelo MUSB (*Multi-purpose Unpressurized Satellite Bus*) que permite num curto espaço de tempo implementar as diferenças para qualquer tipo de satélite (navegação, detecção remota, monitorização, etc.), utilizando um desenho modular na sua concepção.

As instalações da RSC Energiya têm a capacidade para construir entre 6 a 8 unidades por ano. Estas instalações estão de acordo com os requerimentos e standards russos e internacionais, sendo constituídas por um centro de montagem e ensaio, e por uma sala industrial com um alto nível de esterilização. As instalações não têm paralelo na indústria espacial

¹¹ <http://www.itar-tass.com/english/allnews/485826.html>.

rusa, possuindo também salas que permitem a realização de todo o tipo de testes (força, vibração, acústica, testes integrados a nível térmico e de vácuo, etc.).

Ambos os satélites Yamal-200, tal como os seus predecessores, foram submetidos a um conjunto completo de testes para desenvolver interfaces de controlo e monitorização com o centro de controlo da missão que monitorizava constantemente os seus sistemas desde o lançamento até à sua colocação na órbita final. Os trabalhos levados a cabo e os testes incorporaram até à máxima extensão possível as lições aprendidas durante o desenvolvimento e operação dos satélites Yamal-100, aplicando-se também novas soluções técnicas destinadas a assegurar a alta fiabilidade e sobrevivência dos Yamal-200.

O lançador 8K82K Proton-K DM-2M

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



A ogiva de protecção dos satélites é colocada sobre os Yamal-200 antes da transferência do estágio superior Block DM-2M para o edifício de integração e montagem do lançador no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: RSC Energiya.

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

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

Utilizando o estágio Block DM-2M (11S861-01), ou outros estágios superiores, o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-2M tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460 kg. É capaz de colocar uma carga de 1.880 kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM-2M (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

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

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem $N_2O_4/UDMH$.

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

comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4 /UDMH.

O quarto estágio, 11S861-01 (Block DM-2M), tem um peso bruto de 18.650 kg e uma massa de 2.650 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Esta versão usa querosene sintético para obter um maior impulso específico. Contém também uma unidade de orientação que, apesar de diminuir a capacidade de carga, não requer que o sistema de orientação do satélite providencie qualquer comando para a orientação do estágio. O Block DM-2M tem uma versão comercial, o Block DM3, que é um estágio modificado para operar com os satélites que têm como base o modelo Hughes HS-601. O Block DM-2M é construído pela Corporação Korolev RSC Energia, Moscovo.

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
6-Set-99	1999-047	388-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Yamal-101; Yamal-102
12-Mar-00	2000-013	399-01	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Ekspress-6A
17-Abr-00	2000-019	397-01	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Sesat
24-Jun-00	2000-031	394-02	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Ekspress-3A
24-Ago-01	2001-037	404-01	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Cosmos 2379
6-Out-01	2001-045	???	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Raduga-1 (06)
1-Dez-01	2001-053	???	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Cosmos 2380; Cosmos 2381; Cosmos 2382
10-Jun-02	2002-029	???	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Ekspress-AIR
25-Dez-02	2002-060	409-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Cosmos 2394; Cosmos 2395; Cosmos 2396
24-Abr-03	2003-015	???	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Cosmos 2397
24-Nov-03	2003-053	407-02	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-23	Yamal-201; Yamal-202

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

Desde o seu primeiro lançamento já foram utilizados 38 lançadores tendo sido registados 2 lançamentos fracassados com uma taxa de sucesso de 94,74%.

Lançamento dos Yamal-200

Os preparativos para o lançamento do foguetão 8K82K Proton-K DM-20 (407-02/12L) começaram no Cosmódromo GIK-5 Baikonur no dia 4 de Outubro de 2003 (por resolução datada do dia anterior e emanada da Comissão Técnica da Corporação S. P. Korolev RSC Energiya) com a chegada dos dois satélites Yamal-200 ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur

no Cazaquistão. Nas semanas seguintes os técnicos espaciais russos procederam a verificações diversas dos equipamentos tanto nos diferentes estágios do foguetão lançador como nos dois satélites.



Transporte do 8K82K Proton-K DM-2M (407-02 / 12L) para a Plataforma PU-23 do Complexo LC81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: RSC Energiya.

No dia 7 de Outubro uma resolução da Comissão Estatal reunida da Sede da agência espacial russa Rosaviakosmos ordenou o início da fase final do processamento dos veículos para o lançamento. A 5 de Novembro teve lugar uma reunião da Comissão Técnica presidida pelo Desenhador Geral da Corporação S. P. Korolev RSC Energiya e Membro da Academia de Ciências Russa, Yuri P. Semenov, como objectivo de rever e avaliar os trabalhos de preparação dos satélites Yamal-200, do foguetão lançador Proton-K e das infraestruturas no solo, bem como a própria missão a levar a cabo. No final da reunião da Comissão Técnica foi decidido prosseguir com a fase final de processamento para o lançamento que foi agendado para o dia 24 de Novembro, tendo como data alternativa o dia 25 de Novembro. De salientar que este lançamento estava inicialmente previsto para ter lugar em Março de 2003 sendo sucessivamente adiado devido a problemas técnicos para o dia 30 de Junho, 24 de Agosto, 15 de Outubro e 20 de Novembro.

Os dois satélites Yamal-200 foram integrados no estágio superior Block DM-2M no dia 12 de Novembro e no dia 14 de Novembro procedeu-se à colocação da ogiva de protecção sobre os dois satélites. Todos estes trabalhos foram levados a cabo no interior do Edifício de Teste e Montagem de Veículos Espaciais em Baikonur. No dia 17 de Novembro procedeu-se à transferência do estágio superior Block DM-2M contendo os dois satélites, desde o edifício de integração e montagem para o edifício de teste e montagem do foguetão lançador, tendo sido acoplado ao veículo no dia seguinte.

No dia 19 de Novembro foi levada a cabo mais uma reunião da Comissão Técnica que tomou a decisão de prosseguir com o transporte do foguetão 8K82K Proton-K DM-2M (407-02/12L) para a Plataforma de Lançamento PU-23 do Complexo de Lançamento LC81. Este transporte teve lugar às 0130UTC do dia 20.

No dia 24 de Novembro o lançamento foi adiado por 16 minutos devido às más condições atmosféricas. Finalmente o lançamento dos dois Yamal-200 teve lugar às 0622UTC. Os dois satélites foram colocados numa órbita elíptica preliminar. Os satélites foram colocados na órbita preliminar juntamente com o estágio superior Block DM-2M. A T+1h 13m foi levada a cabo uma ignição do Block DM-20 que colocou os veículos numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona tendo um apogeu a 36.737 km de altitude, perigeu a 208 km de altitude, inclinação orbital de 49,27° em relação ao equador terrestre e período orbital de 649,77 minutos. Uma segunda ignição do estágio superior levada a cabo a T+6h 41m colocou os dois satélites numa órbita geossíncrona com um apogeu a 36.740 km de altitude e um perigeu a 35051 km de altitude. Nos dias seguintes as órbitas dos dois veículos foram alteradas até atingirem as órbitas desejadas, tendo estas manobras uma duração de 33 dias para o Yamal-201 e de 35 dias para o Yamal-202 (ver quadro seguinte). A separação dos satélites do estágio Block DM-2M teve lugar às 1306UTC com os dois satélites a separarem-se sete segundos mais tarde.

Data	Yamal-201				Yamal-202			
	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inc. Orb (°)	Per. Orb. (min)	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inc. Orb (°)	Per. Orb. (min)
24-Nov-03	36737,00	208,00	49,27	649,77	36737,00	208,00	49,27	649,77
30-Nov-03	36899,00	34838,00	0,10	1440,28	36899,00	34838,00	0,10	1440,28
3-Dez-03	36725,00	35119,00	0,07	1443,00	36725,00	35119,00	0,07	1443,00
7-Dez-03	36652,00	35174,00	0,08	1442,56	36722,00	35076,00	0,08	1441,86



Após a separação dos satélites procedeu-se à abertura das antenas de comunicações e dos painéis solares.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Yamal-201 recebeu a Designação Internacional 2003-053A e o número de catálogo orbital 28089, enquanto que o satélite Yamal-202 recebeu a Designação Internacional 2003-053B e o número de catálogo orbital 28090. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

Às 0622UTC do dia 24 de Novembro de 2003 era lançado desde o Baikonur um foguetão 8K82K Proton-K DM-2M (407-02 / 12L) que iria colocar em órbita dois satélites de comunicações russos. Imagem: RSC Energiya.

29 de Novembro – H-2A/2024 (6F)

IGS-2a; IGS-2b

Mais uma vez o azar bateu à porta do programa espacial japonês. O lançamento do sexto foguetão H-2A acabou por ser destruído devido a problemas surgidos durante a ignição do segundo estágio. Os dois satélites que eram transportados acabaram por mergulhar nas águas do Oceano Pacífico.

Lançamento fracassado n.º 318
Lançamento fracassado Japão n.º 9 (2,830%)
Lançamento fracassado Tanegashima n.º 2 (0,629%)

H-2A, a esperança espacial do Japão

O desenvolvimento do lançador H-2A surgiu após os maus resultados obtidos com o lançador H-2 que resultaram na perda de vários satélites nas suas missões finais.

O H-2A na sua versão 2024 é um lançador a quatro estágios auxiliados por uma série de propulsores laterais de combustível sólido e de ignição sequencial. Basicamente esta é uma versão de baixo custo desenvolvida para o mercado comercial, na qual os dois propulsores sólidos SRB-A podem ser auxiliados por quatro propulsores sólidos mais pequenos denominados SSB. Assim, o H-2A tem a capacidade de colocar 11.730 kg numa órbita baixa de 300 km de altitude e com uma inclinação orbital de 30,4° em relação ao equador terrestre, ou então pode colocar 5.000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento é capaz de desenvolver 477.000 kgf, tendo uma massa total de 289.000 kg. O seu diâmetro é de 4,0 metros e o seu comprimento atinge os 49,0 metros.

Cada SRB-A (*Solid Rocket Boosters-A*), considerado por muitos como o estágio 0 (zero), tem um peso bruto de 76.400 kg, pesando 10.400 kg sem combustível. Cada propulsor tem um diâmetro de 2,5 metros, um comprimento de 15,2 metros e desenvolve 230.000 kgf no lançamento, com um Ies de 280 s (vácuo), um Ies-nm de 230 s e um Tq 101 s.

Por seu lado cada SSB (*Solid Strap-on Boosters*) tem um peso bruto de 15.200 kg, pesando 2.100 kg sem combustível. Cada propulsor tem um diâmetro de 1,0 metro, um comprimento de 14,9 metros e desenvolve 63.900 kgf no lançamento, com um Ies de 283 s (vácuo) e um Tq 60 s. Estes propulsores constituem o terceiro (dois propulsores) e quarto estágio (restantes dois SSB) na fase de lançamento. Cada SSB está equipado com um motor Castor-4AXL também designado por TX-780XL e é desenvolvido pela *Thiokol*. O Castor-4AXL tem um peso bruto de 14.851 kg, pesando 1.723 kg sem combustível. Desenvolve 61.164 kgf no lançamento, com um Ies de 269 s (vácuo) e um Tq 60 s.

O terceiro estágio do H-2A (H-2A-1) tem um peso bruto de 113.600 kg, pesando 13.600 kg sem combustível. Tem um diâmetro de 4,0 metros, um comprimento de 37,2 metros e desenvolve 112.000 kgf no lançamento, com um Ies de 440 s (vácuo), um Ies-nm de 338 s e um Tq 390 s. Está equipado com um motor LE-7A, desenvolvido pela *Mitsubishi*, que consome LOX e LH₂. O LE-7A pode variar a sua potência em 72%.

Finalmente o quarto estágio do H-2A (H-2A-2) tem um peso bruto de 19.600 kg, pesando 3.000 kg sem combustível. Tem um diâmetro de 4,0 metros, um comprimento de 9,2 metros e desenvolve 14.000 kgf no lançamento, com um Ies de 447 s e um Tq 534 s. Está equipado com um motor LE-5B, desenvolvido pela *Mitsubishi*, que consome LOX e LH₂.

Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
1F	H-2A 2024	29-Ago-01	7:00:00	LRE (26898 01-038A) VEP-1 (26899 01-038B)
2F	H-2A 2024	04-Fev-02	2:45:00	MDS-1 Tsubasa (27367 02-003A) DASH (27368 01-003B) VEP-3 (27369 01-003C)
3F	H-2A 2024	10-Set-02	8:20:00	USERS (27515 02-042A) DRTS Kodama (24516 02-042B)
4F	H-2A 2024	14-Dez-02	1:31:00	Adeos-2 'Midori-2' (27597 02-056A) FedSat-1 (27598 02-056B) WEOS 'Kanta Kun' (27599 02-056C) MicroLab Sat (27600 02-056D)
5F	H-2A 2024	28-Mar-03	1:27:00	IGS-1a (27698 03-009A) IGS-1b (27699 03-009B)
6F	H-2A 2024	29-Nov-03	4:33:00	IGS-2a IGS-2b

A missão 6F do H-2A

Após o lançamento dos seus dois primeiros satélites militares a 28 de Março de 2003¹², o Japão preparava-se para colocar em órbita outros dois veículos destinados principalmente a vigiar as actividades do seu vizinho norte-coreano (com especial ênfase para o seu programa de desenvolvimento de mísseis balísticos e de armas nucleares).



O foguetão H-2A/2024 (6F) aguarda a hora do lançamento no Complexo Yoshinubo em Tanegashima. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

A construção desta série de satélites espiões militares surge após a Coreia do Norte ter levado a cabo a 31 de Agosto de 1998 o que anunciou ser uma tentativa de colocação em órbita do seu primeiro satélite Kwangmyongsong-1, mas que foi visto pelo mundo ocidental como um teste de um míssil balístico intercontinental¹³ Taepodong-1. O míssil, que sofreu uma falha no seu terceiro estágio, descreveu uma trajectória balística sobre as ilhas do Japão e acabou por cair no Oceano Pacífico.

Os satélites IGS (*Intelligence Gathering Satellites*) foram construídos pela Mitsubishi Electric (MELCO) e têm uma vida útil de 5 anos em órbita. Segundo as autoridades japonesas os satélites serão utilizados para a defesa nacional, bem como para auxiliar na prevenção de catástrofes naturais. O satélite IGS-2a tem um peso de 850 kg e está equipado com sensores ópticos, enquanto que o satélite IGS-2b tem um peso de 1.200 kg e está equipado com um radar de abertura sintética capaz de penetrar na escuridão e nas nuvens.

Este programa foi inteiramente desenvolvido por firmas japonesas e teve um custo aproximado de €2,05 milhões ao longo de seis anos. No final do programa o Japão deverá possuir seis satélites militares em órbita. A próxima geração de satélites a ser lançada em 2008 deverão ter uma resolução de 0,5 metros. Até ao lançamento dos seus satélites de observação militar, o Japão dependia dos Estados Unidos para a obtenção de imagens e informação secreta sobre a Coreia do Norte.

Tal como aconteceu com o lançamento os primeiros satélites, o Japão foi alvo de duras críticas por parte da Coreia do Norte afirmando que o Japão estaria a cometer um acto de hostilidade que poderia desencadear uma corrida ao armamento na

região. O Japão por seu lado defendeu o seu programa afirmando que a recolha de informações militares por satélite se havia tornado numa necessidade para a sua defesa nacional e que o programa não representava um desvio à sua política de manter o seu programa espacial longe das missões militares. Os satélites não violam a política japonesa de utilização pacífica do espaço pois os satélites não representam qualquer ameaça para os seus vizinhos regionais e que serão utilizados para monitorizar desastres naturais e padrões meteorológicos.

Os dois satélites IGS (*Information Gathering Satellites*) estavam destinados a serem colocados em órbitas que permitissem a realização de passagens sobre a capital da Coreia do Norte, Pyongyang, no final do dia, duplicando as capacidades de observação com os dois primeiros satélites em órbita. Os dois satélites seriam colocados numa órbita com uma altitude média de 492 km.

Os sistemas ópticos a bordo teriam uma resolução de até 1 metros a preto e branco. Para as observações realizadas à noite ou em condições de mau tempo, um dos veículos estaria equipado com um radar de abertura sintética que poderia discernir objectos com uma resolução até 3 metros. Em órbita terrestre o satélite de observação por radar iria preceder o satélite de observação óptica em cerca de 37 minutos, tal como acontece com os dois primeiros IGS lançados.

O lançamento dos dois satélites estava inicialmente previsto para ter lugar a 10 de Setembro, sendo adiado para o dia 22 e posteriormente para o dia 27 (0430UTC), sendo neste dia novamente adiado devido a problemas técnicos com o foguetão H-2A/2024 (6F). Estes problemas ficaram-se a dever a leituras anormais no primeiro estágio do lançador. De pois deste problema o lançamento teve de ser adiado para o dia 29 de Novembro devido à época de pesca ao largo da Ilha de

¹² Ver *Em Órbita* n.º 27 – Junho de 2003, pág. 29 e 30.

¹³ O lançamento foi levado a cabo a partir do centro de lançamentos de Musudan às 2017UTC. As autoridades norte-coreanas anunciaram que o satélite havia atingido a órbita terrestre, porém o veículo nunca foi detectado em órbita por fontes independentes.

Tanegashima. A agência espacial japonesa JAXA tem um acordo com os pescadores locais no qual os lançamentos só podem ter lugar em Janeiro e Fevereiro ou entre meados de Julho e finais de Setembro. Para o lançamento destes dois novos satélites a agência espacial japonesa teve de obter a concordância dos pescadores da região.



Poucos segundos após abandonar a plataforma de lançamento do Complexo Yoshinubo em Tanegashima, o foguetão H-2A/2024 iniciava o seu sexto lançamento que se destinava a colocar em órbita dois satélites de observação militar. O veículo seria destruído minutos mais tarde quando um dos propulsores laterais falharia a sua separação do corpo principal do lançador. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

O lançamento do foguetão H-2A/2024 (6F) acabou por ter lugar às 0433UTC do dia 29 de Novembro de 2003 a partir da Plataforma Yoshinubo. O voo pareceu correr da melhor maneira nos primeiros minutos, mas depois os dados recebidos pelo controlo da missão mostravam que o veículo se encontrava a desviar da trajectória prevista. Segundo a agência espacial JAXA um dos propulsores laterais SRB-A não se teria separado do lançador e este foi destruído por um comando enviado às 0443:53UTC. Nesta altura o lançador encontrava-se a 422 km de altitude sobre o Oceano Pacífico e a Norte da Indonésia. Com o peso morto do propulsor ainda acoplado ao corpo principal do lançador, este não conseguiria atingir a velocidade e a altitude suficientes para alcançar a órbita terrestre.

Tal como já acontecera anteriormente quando se registaram outros fracassos com o foguetão H-2, este primeiro acidente com o H-2A desencadeou um debate a nível nacional no Japão pondo-se em dúvida o seu programa espacial. O resultado mais imediato do acidente com o veículo 6F foi o adiamento das posteriores missões do lançador. A próxima missão do H-2A deverá ser a colocação em órbita do satélite MTSAT-1R (*Multi-funcional Transport Satellite-1R*) que estava agendado para Fevereiro de 2004. O MTSAT-1R foi construído pela Space Systems/Loral e será utilizado pelo ministério japonês dos transportes para controlo do tráfego aéreo e observações meteorológicas. Este satélite irá substituir o satélite MTSAT-1 que foi perdido durante o acidente registado com um foguetão H-2 em 1999.

Resultados da investigação ao acidente do H-2A

Após o acidente do sexto H-2A foi nomeada uma comissão de investigação que em princípios de Janeiro de 2004 concluiu que o desastre teria sido devido à existência de um orifício no escape do propulsor. Este orifício teria causado uma fuga de gás que impediu o propulsor de se separar do corpo principal do veículo

Entretanto na primeira semana de 2004 uma embarcação japonesa captou o que se pensa serem sinais provenientes de destroços do H-2A no fundo do oceano ao largo das Filipinas. Foram detectados sinais provenientes de dois locais, mas no entanto os oficiais da agência espacial japonesa JAXA mostraram-se cautelosos acerca da proveniência desses sinais afirmando que seria necessário mais alguns dias para verificações.

O dispositivo de sonar que era utilizado para detectar os restos do lançador avariou-se pouco depois de detectar os sinais a 1 de Janeiro de 2004 e a embarcação teve de regressar ao seu porto de abrigo para reparações.

Os sinais foram detectados entre 5.000 metros e 6.000 metros de profundidade, tornando uma missão de recuperação extremamente difícil. No entanto estes destroços poderiam auxiliar na investigação do acidente.

Quadro de Lançamentos Recentes

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

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
09 Setembro	0429	2003-041A	27937	USA-171	Titan-401B Centaur (B-36/TC-20)	Cabo Canaveral AFS, SLC-40	5.200
(Dados orbitais não disponíveis)							
16 Setembro	????	2003-F001	-	PS-2	KT-1 Kaituozhe-1	Taiyuan	40
(Não existem dados orbitais)							
27 Setembro	0612	2003-042A	27939	Mozhayets-4	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	64
694 / 676 / 98,2 / 98,5							
2003-042B							
27940 Rubin 4-DSI							
695 / 676 / 98,2 / 98,5							
2003-042C							
27941 NigeriaSat-1							
693 / 676 / 98,2 / 98,5							
2003-042D							
27942 BNSCSat-1							
694 / 679 / 98,2 / 98,5							
2003-042E							
27943 BilSat-1							
693 / 678 / 98,2 / 98,5							
2003-042F							
27944 Larets							
693 / 676 / 98,2 / 98,5							
2003-042G							
27945 STSat-1							
692 / 676 / 98,2 / 98,4							
27 Setembro	2314:39	2003-043C	27946	SMART-1	Ariane-5G (V162/L516)	CSG Kourou, ELA-3	370
40536 / 4741 / 6,9 / 819,8							
2003-043A							
27948 e-Bird 1							
35791 / 35782 / 0,0 / 1436,1							
2003-043E							
27951 Insat-3E							
35809 / 35763 / 0,0 / 1436,1							
01 Outubro	0403	2003-044A	27953	Horizons-1/Galaxy-13	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey	4.060
35790 / 35783 / 0,0 / 1436,1							
15 Outubro	0100:03	2003-045A	28043	Shenzhou-5	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	Jiuquan	7.800
336 / 332 / 42,4 / 91,2							
17 Outubro	0454:08	2003-046A	28050	PSLV-C5	ResourceSat-1 (IRS-P6)	Sriharikota Isl. SCDS	1.360
821 / 819 / 98,7 / 101,3							
18 Outubro	0538:03	2003-047A	28052	Soyuz TMA-3	11A511U Soyuz-FG (D15000-037)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5	7.250
374 / 365 / 51,6 / 91,9							

18 Outubro	1617	2003-048A	28054	USA-172	Titan-23G (G-9 'Cindy Marie')	Vandenberg AFB, SLC-4W	1.154
854 / 842 / 98,9 / 101,9							
21 Outubro	0316	2003-049A	28057	Zi Yuan-1B	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	Taiyuan	1.550
775 / 773 / 98,5 / 100,3							
		2003-049B	28058	Chuong Xin-1			<100
751 / 731 / 98,5 / 99,6							
30 Outubro	1343	2003-050A	28060	SERVIS-1	15A30 Rockot Breeze-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133	840
1016 / 984 / 99,5 / 105,1							
03 Novembro	0720	2003-051A	28078	Jianbing-4	CZ-2D Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	Jiuquan	3.000
165 / 141 / 63,0 / 87,6							
14 Novembro	1601	2003-052A	28082	Zhongxing-20	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-8)	Xichang	2.300
35797 / 35777 / 0,2 / 1436,1							
24 Novembro	0622	2003-053A	28089	Yamal-201	8K82K Proton-K DM-2M (407-02 / 12L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	1.360
36160 / 35400 / 0,1 / 1435,8							
		2003-053F	28094	Yamal-202			1.320
36028 / 35359 / 0,1 / 1431,4							
29 Novembro	0433	2003-F002	-	IGS-2a	H-2A/2024 (6F)	Tanegashima, Yoshinubo	850
(Não existem dados orbitais)							
		2003-F002	-	IGS-2b			1.200
(Não existem dados orbitais)							

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Local
01 Outubro	2003-044B	27954	Block DM-SL	Oc. Pacífico, Odyssey
29 Janeiro	2003-005F	27955	(Destroço)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B
27 Junho	1978-064N	27956	(Destroço) Seasat-1	Vandenberg AFB, SLC-3W
16 Setembro	1987-079AW	27957	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079AX	27958	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079AY	27959	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079AZ	27960	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BA	27961	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BB	27962	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1987-079BC	27963	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Setembro	1988-085J	27964	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085K	27965	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085L	27966	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085M	27967	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085N	27968	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085P	27969	(Destroço)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39

16 Setembro	1988-085BH	28011	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BJ	28012	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BK	28013	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BL	28014	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BM	28015	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BN	28016	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BP	28017	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BQ	28018	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BR	28019	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BS	28020	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BT	28021	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BU	28022	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BV	28023	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BW	28024	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BX	28025	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BY	28026	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085BZ	28027	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CA	28028	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CB	28029	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CC	28030	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CD	28031	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CE	28032	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CF	28033	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CG	28034	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CH	28035	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CJ	28036	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CK	28037	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Setembro	1988-085CL	28038	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
15 Janeiro	1991-003M	28039	(Destroço)	Ariane-44L (V41)	CSG Kourou, ELA-2
02 Março	1991-015P	28040	(Destroço)	Ariane-44L (V42)	CSG Kourou, ELA-2
29 Outubro	1991-075L	28041	(Destroço)	Ariane-44L (V47)	CSG Kourou, ELA-2
25 Dezembro	1992-093JP	28042	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45/1
15 Outubro	2003-045B	28044	L-90	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045C	28045	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045D	28046	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045E	28047	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045F	28048	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
15 Outubro	2003-045G	28049	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	Jiuquan
17 Outubro	2003-046B	28051	PSLV-4	PSLV-C5	Satish Dhawan SC-SHAR, Sriharikota Isl.
18 Outubro	2003-047B	28053	Soyuz ST-2	11A511U-FG Soyuz-FG (D15000-037)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
18 Outubro	2003-048B	28055	(Destroço) USA-172	Titan 23G/Star-37XFP (G-9 "Cindy Marie")	Vandenberg AFB, SLC-4W

18 Outubro	2003-048C	28056	(Destroço) USA-172	Titan 23G/Star-37XFP (G-9 "Cindy Marie")	Vandenberg AFB, SLC-4W
21 Outubro	2003-049C	28059	3º estágio	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-6)	Taiyuan
30 Outubro	2003-050B	28061	Breeze-KM	15A30 Rokot Breeze-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
28 Novembro	1995-064D	28062	(Destroço) Asiasat-2	Chang Zheng-2E (CZ2E-6)	Xichang, LC2
28 Novembro	1995-064E	28063	(Destroço) Asiasat-2	Chang Zheng-2E (CZ2E-6)	Xichang, LC2
01 Dezembro	1990-105AF	28064	(Destroço) DMSP 5D-2 F10	Atlas-E (61E)	Vandenberg AFB, SLC3W
17 Julho	1991-050H	28065	(Destroço) SARA	Ariane-40 (V44)	CSG Kourou, ELA-2
21 Abril	1995-021C	28066	(Destroço) ERS-2	Ariane-40+ (V72)	CSG Kourou, ELA-2
14 Outubro	1999-057MX	28067	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057MY	28068	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057MZ	28069	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057NA	28070	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057NB	28071	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057NC	28072	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057ND	28073	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057NE	28074	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
14 Outubro	1999-057NF	28075	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	Taiyuan, LC1
03 Novembro	2003-051B	28077	L-35	Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	Jiuquan, LA2
03 Novembro	2003-051C	28076	(Destroço)	Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	Jiuquan, LA2
03 Novembro	2003-051D	28079	(Destroço)	Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	Jiuquan, LA2
18 Outubro	2003-048D	28080	(Destroço) DMSP 5D-3 F16	Titan-23G (G-9 'Cindy Marie')	Vandenberg AFB, SLC-4W
18 Outubro	2003-048E	28081	(Destroço) DMSP 5D-3 F16	Titan-23G (G-9 'Cindy Marie')	Vandenberg AFB, SLC-4W
14 Novembro	2003-052B	28083	H-18	CZ-3A Chang Zheng-3A (CZ3A-8)	Xichang SLC, LC2
12 Agosto	2003-035C	28084	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035D	28085	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035E	28086	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035F	28087	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
12 Agosto	2003-035G	28088	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
24 Novembro	2003-053B	28090	8K82K Plataforma	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
24 Novembro	2003-053C	28091	Block DM-2M (12L)	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
24 Novembro	2003-053D	28092	8K82K Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
24 Novembro	2003-053E	28093	8K82K Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas.

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

Estas informações são gentilmente cedidas pelo OIG da NASA, Alan Pickup e Harro Zimmer.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento
10 Set.	Ree.	1987-079AH	27924	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-40
03 Out.	Ree.	2003-025A	27823	Progress M1-10	11A511U Soyuz-U (D15000-681)	08 Junho	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
03 Out.	Ree.	1978-064N	27956	(Destroço) Seasat-1	Atlas-F (23F)	27 Junho	Vandenberg AFB, SLC-3W
06 Out.	Ree.	1989-078D	20258	Block-L	8K78M Molniya-M/L	27 Setembro	NIIP-5 Plesetsk
06 Out.	Ree.	1994-027B	23100	ASLV-3	ASLV-D4	04 Maio	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
10 Out.	Ree.	1999-057CK	26197	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 Outubro	Taiyuan
13 Out.	Ree.	1994-080B	23416	H-18 (3º estágio)	Chang Zheng-3A (CZ3A-2)	29 Novembro	Xichang, LC2
13 Out.	Ree.	1994-029MT	24268	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 Maio	Edwards AFB, RW04/22 PAWA
14 Out.	Ree.	1992-093GW	22511	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC45/1
14 Out.	Ree.	1988-085BC	28006	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
15 Out.	Ree.	2002-034C	27459	Star-30 (D292)	Delta-2 7425-9.5/Star-30 (D292)	03 Julho	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
16 Out.	Ree.	1988-066E	19348	Block DM-2 (Motor Auxiliar)	8K82K Proton-K DM-2 (351-01)	12 Agosto	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-40
16 Out.	Reg.	2003-045A	28043	Shenzhou-5	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	15 Outubro	Jiuquan
16 Out.	Ree.	2003-045C	28045	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	15 Outubro	Jiuquan
16 Out.	Ree.	2003-045D	28046	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	15 Outubro	Jiuquan
16 Out.	Ree.	1988-085AJ	27988	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Out.	Ree.	1988-085BK	28013	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
17 Out.	Ree.	1988-085BM	28015	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
17 Out.	Ree.	1988-085CE	28032	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
18 Out.	Ree.	1988-085BB	28005	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
18 Out.	Ree.	1988-085BQ	28018	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
18 Out.	Ree.	1988-085CH	28035	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Out.	Ree.	1988-085CD	28031	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
20 Out.	Ree.	2003-047B	28053	Soyuz ST-2	11A511U-FG Soyuz-FG	18 Outubro	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
21 Out.	Ree.	2003-045E	28047	(Destroço) Shenzhou-5	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	15 Outubro	Jiuquan
21 Out.	Ree.	1988-085AA	27980	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
21 Out.	Ree.	1988-085BP	28017	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
22 Out.	Ree.	2001-049AQ	27096	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
23 Out.	Ree.	1992-093FM	22472	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur LC45/1
24 Out.	Ree.	1990-081CC	20970	(Destroço)	Chang Zheng-4 (CZ4-2)	03 Setembro	Taiyuan
24 Out.	Ree.	1970-067F	25830	(Destroço) NNS O-19	Scout-A (S176C)	27 Agosto	Vandenberg AFB, SLC-5
24 Out.	Ree.	1988-085AC	27982	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
24 Out.	Ree.	1988-085CA	28028	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39

25 Out. Ree.	2003-045B	28044	L-90	Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	15 Outubro	Jiuquan
25 Out. Ree.	1988-085BF	28009	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
25 Out. Ree.	1988-085BG	28010	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
26 Out. Ree.	1992-093CQ	22399	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur LC45/1
26 Out. Ree.	1988-085BW	28024	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
26 Out. Ree.	1988-085BS	28020	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
27 Out. Ree.	1988-085BD	28007	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
27 Out. Ree.	1988-085V	27975	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
27 Out. Ree.	1992-093CE	22389	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC45/1
27 Out. Ree.	1988-085BU	28022	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
28 Out. Reg.	2003-016A	27781	Soyuz TMA-2	11A511U-FG Soyuz-FG	26 Abril	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
28 Out. Ree.	1978-026BF	12214	(Destroço)	Delta 2910 (621/D139)	05 Março	Vandenberg AFB, SLC-2W
28 Out. Ree.	1994-029MF	24256	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 Maio	Edwards AFB, RW04/22 PAWA
28 Out. Ree.	1988-085BL	28014	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
29 Out. Ree.	1999-057EX	26261	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 Outubro	Taiyuan, LC1
29 Out. Ree.	1988-085BV	28023	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
29 Out. Ree.	1988-085CK	28037	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
30 Out. Ree.	1992-093GY	22538	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC45/1
30 Out. Ree.	1999-057CB	26189	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 Outubro	Taiyuan, LC1
30 Out. Ree.	1988-085BE	28008	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
02 Nov. Ree.	1986-016C	16600	Burner-2 (N-14(F))	N-2 (N-14(F))	12 Fevereiro	Tanegashima, N
02 Nov. Ree.	1988-085BR	28019	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
02 Nov. Ree.	1988-085BY	28026	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
03 Nov. Ree.	1999-057LJ	26652	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 Outubro	Taiyuan, LC1
03 Nov. Ree.	2003-051D	28079	(Destroço)	Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	03 Novembro	Jiuquan, LA2
04 Nov. Ree.	1987-080J	26923	(Destroço)	Scout G-1 (S204C)	16 Setembro	Vandenberg AFB, SLC-5
04 Nov. Ree.	2003-051C	27076	(Destroço)	Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	03 Novembro	Jiuquan, LA2
04 Nov. Ree.	1992-022B	25722	MegSat-0	11K65M Kosmos-3M (65036-413)	28 Abril	GTsP-4 Kapustin Yar, LC107
05 Nov. Ree.	1988-085AF	27985	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
06 Nov. Ree.	2002-051H	27696	(Destroço)	Delta-4 Medium+(4,2) (D293)	20 Novembro	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
06 Nov. Ree.	1988-085Z	27977	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
06 Nov. Ree.	1988-085AS	27996	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
07 Nov. Ree.	2003-009E	27702	(Destroço)	H-2A/202 (5F)	28 Março	Tanegashima, Yoshinubo
07 Nov. Ree.	1988-085AZ	28003	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
08 Nov. Ree.	1988-085AM	27991	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
08 Nov. Ree.	1988-085AQ	27994	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
08 Nov. Ree.	1988-085AY	28002	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
09 Nov. Ree.	1983-127K	21753	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (320-02)	29 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-40
09 Nov. Ree.	1988-085AH	27987	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
09 Nov. Ree.	1988-085AR	27995	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39

10 Nov. Ree.	2001-049LK	27338	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
10 Nov. Ree.	1992-041H	27487	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	09 Julho	CSG Kourou, ELA-2
10 Nov. Ree.	1999-057JA	26341	(Destroço)	Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 Outubro	Taiyuan, LC1
11 Nov. Ree.	1988-085AL	27990	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
11 Nov. Ree.	1988-085AP	27993	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
12 Nov. Ree.	1988-085L	27966	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
13 Nov. Ree.	1988-085AV	27999	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
13 Nov. Ree.	2003-051B	28077	L-35	Chang Zheng-2D (CZ2D-4)	03 Novembro	Jiuquan, LA2
14 Nov. Ree.	1988-085CL	28038	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
15 Nov. Ree.	1988-085BZ	28027	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
16 Nov. Ree.	1969-082KW	17660	(Destroço)	SLV-2G Agena-D (525)	30 Setembro	Vandenberg AFB, SLC-1W
16 Nov. Ree.	1988-085BN	28016	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
17 Nov. Ree.	1987-079AZ	27960	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-40
17 Nov. Ree.	1988-085BJ	28012	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
18 Nov. Ree.	1988-085N	27968	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
18 Nov. Ree.	1988-085CC	28030	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Nov. Ree.	1988-085BX	28025	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
20 Nov. Ree.	1988-085U	27974	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
20 Nov. Ree.	1988-085AE	27984	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
21 Nov. Ree.	1985-118V	23298	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (334-02)	24 Dezembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
21 Nov. Ree.	2001-049BF	27111	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.
21 Nov. Ree.	1995-064E	28063	(Destroço) AsiaSat-2	CZ-2E Chang Zheng-2E (CZ2E-6)	28 Novembro	Xichang SLC, LC2
22 Nov. Ree.	2003-015D (a)	27778	Motor Auxiliar 8K82K	8K82K Proton-K DM-2M (410-02)	23 Abril	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
22 Nov. Ree.	2003-035D	28085	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
22 Nov. Ree.	1988-085J	27964	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
22 Nov. Ree.	1988-085AT	27997	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
23 Nov. Ree.	2003-035C	28084	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
23 Nov. Ree.	1988-085AW	28000	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
24 Nov. Ree.	1970-113A (b)	04813	Cosmos 389 Tselina-D	8A92M Vostok	18 Dezembro	NIIP-53 Plesetsk
24 Nov. Ree.	2003-053C	28091	Block DM-2M (12L)	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	24 Novembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
24 Nov. Ree.	1988-085BH	28011	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
24 Nov. Ree.	2003-053B	28090	Plataforma 8K82K	8K82K Proton-K DM-2M (407-02)	24 Novembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
25 Nov. Ree.	1988-085P	27969	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
25 Nov. Ree.	1988-085BT	28021	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
25 Nov. Ree.	1988-085S	27972	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
26 Nov. Ree.	2003-035F	28087	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
26 Nov. Ree.	2003-035G	28088	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
27 Nov. Ree.	1988-085T	27973	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
29 Nov. Ree.	2003-009F	27703	(Destroço)	H-2A/2024 (5F)	28 Março	Tanegashima, Yoshinubo
29 Nov. Ree.	1988-085R	27971	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
29 Nov. Ree.	1988-085AD	27983	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39

30 Nov. Ree.	1988-085AB	27981	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 Setembro	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
30 Nov. Ree.	2003-035E	28086	(Destroço) Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	12 Agosto	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)

- (a) O Motor Auxiliar utilizado pelo estágio Block DM-2M do foguetão lançador 8K82K Proton-K DM-2M (410-02) que colocou em órbita o satélite Cosmos 2397 (27775 2003-015A) a partir da Plataforma PU-24 do Complexo de Lançamentos LC81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, reentrou na atmosfera terrestre às 0239UTC sobre o Oceano Pacífico (47,31°N – 187,88°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 22 minuto (Harro Zimmer).
- (b) O satélite Cosmos 389 Tselina-D (04813 1970-113A) reentrou na atmosfera terrestre às 2121UTC sobre o deserto da África Central (06,55°N – 25,74°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 22 minuto (Harro Zimmer).

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Janeiro

Data	Lançador	Carga	Local
11 de Janeiro*	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-19)	Estrela do Sul-1	Oc. Pacífico, Odyssey
29 de Janeiro	11A511U-FG Soyuz-FG (683)	Progress M1-11 (ISS-13P)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
?? de Janeiro	Volna	Cosmos-1 'Solnechny Parus'	Mar de Barents

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

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

19 de Abril de 2004	Soyuz TMA-4 / ISS-8S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 Tokarev (2), Chiao (4), Kuipers (1)
12 de Setembro 2004	STS-114 / ISS-ULF-1	OV-104 Atlantis (27)	KSC, LC-39 Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Krikalyov (6); Volkov (4); Philips (2)
28 de Outubro de 2004	Soyuz TMA-5 / ISS-9S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 Sharipov (2); Chiao (4); ?????
15 de Novembro de 2004	STS-121 / ?????	OV-?????	KSC, LC-39 Lindsey (4); Kelly M. (2); Noriega (3); Fossum (1); ?????; ?????; ?????
7 de Maio de 2005	Soyuz TMA-6 / ISS-10S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 ????; ?????; ?????
???? 2005	STS-115 / ISS-12A P3/P4	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39 Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)
???? 2005	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5	OV-103 Discovery (31)	KSC, LC-39 Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; ?????; ?????
15 de Novembro de 2005	Soyuz TMA-7 / ISS-11S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 ????; ?????; ?????
???? 2005	STS-117 / ISS-13A	OV-104 Atlantis (29)	KSC, LC-39 Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

Cronologia Astronáutica (XI)

Por Manuel Montes

-1859: Em pleno declive, são usados foguetes do tipo Congreve na guerra de Marrocos. A Espanha compra os foguetes na Grã-Bretanha para depois confiar a sua utilização ao corpo de artilharia enviado pelo capitão Miguel de Orus. Têm um êxito considerável dada a inexistência de baixas entre os artilheiros. Trata-se de um último desenho que marca o apogeu tecnológico deste tipo de foguetes.

-8 de Novembro de 1860: Aparece na revista *Scientific American* um desenho de um foguete tripulado baseado na proposta "Golightly" (1828). Neste caso, o passageiro viaja abraçado a um cilindro que expulsa ácido carbónico previamente liquefeito. A pressão exercida pelo gás quente ao sair por uma abertura traseira deveria ser suficiente para levantar o peso do foguete e do seu tripulante. A máquina seria construída em alumínio, um metal recentemente então descoberto, forte e ligeiro.

-1863: Charles de Louvrié desenha uma aeronave que será propulsãoada por um foguete alimentado com petróleo vaporizado. Baptizará o veículo de Aeronava apesar de que irá efectuar várias alterações na sua proposta dois anos mais tarde.

-1864: Aparece uma nova história anónima ("*The History of a Voyage to the Moon*") relatando uma viagem à Lua utilizando uma suposta substância antigravitacional. O protagonista, Crysostum Trueman, construirá uma nave na qual embarcará comida, abrigo, etc. Para abastecer-se de oxigénio, transporta um jardim de tamanho apropriado. No que diz respeito à estranha substância, esta é repelida por todos os minerais, excepto o Ferro, que pode ser utilizado como agente regulador.

-1865: Alexandre Dumas publica "*Voyage à la Lune*", cuja nave espacial protagonista também utiliza uma substância que é repelida pelo solo.

-1865: É publicada uma das obras de ficção-científica mais famosas de todos os tempos, "Da Terra à Lua" ("*De la Terre à la Lune*"), de Júlio Verne. O conhecido tema da viagem à Lua é revisitado de novo, apesar de que o autor preenche a sua obra com todo o tipo de detalhes técnicos. Muitos dos leitores deste livro serão os futuros engenheiros e pais da Astronáutica mundial, até a um tal ponto que sem a sua existência, os que se nela inspiraram (Goddard, Tsiolkovsky, Von Braun e tantos outros) não teriam levado a cabo os seus trabalhos em datas tão recentes. Claro que o texto contém alguns erros técnicos de todos nós conhecidos, mas a meticulosidade de Verne, que inclusive explicará as razões da selecção do centro de lançamento (na Florida, o mesmo lugar desde o qual os foguetões Saturn serão lançados) é um exemplo do que deve ser uma boa obra de ficção-científica (interesse, entretenimento, rigor científico...). Tanto a construção do canhão, como da nave, e o posterior voo à Lua, são enriquecidos pelo autor com detalhes que tornam tudo mais credível e interessante. A sua influência será tal que muitas décadas depois outros homens tentaram melhorar a ideia de Verne para solucionar os problemas que se derivam do uso de um canhão (aceleração intolerável, etc.). Além disso, o projectil no qual viajamos passageiros tem o aspecto de uma nave espacial moderna (!). Menos conhecido é o facto de que Verne pedira ao seu primo Henri Garcet, matemático de Paris, para calcular alguns dos elementos necessários para a viagem à Lua. É seguramente uma das primeiras vezes em que o problema é revisto desde este ponto de vista.

-1865: O também francês Achille Eyraud escreve "*Voyage à Venus*". Trata-se de uma obra menor, mas a nave espacial descrita utiliza já o princípio de acção e reacção (que se irá impor na literatura de antecipação). Por desgraça, escolhe para tal a ejeção de água, a sua recolha posterior e depois a sua reutilização, algo que obviamente não teria funcionado.

-1866: N.M.Sokovnin publica um tratado em São Petersburgo no qual é descrito um globo propulsionado por um motor foguete.

-1869: É publicado "*The Brick Moon*", de Edward Everett Hale. Trata-se de uma novela muito interessante já que pela primeira vez é descrito um satélite artificial e se anunciam algumas das possíveis aplicações destes veículos, entre elas a geodesia, navegação, comunicações, detecção remota, etc. De facto, a história desenvolve-se em torno da iniciativa de vários inventores americanos que decidem colocar um satélite em órbita polar para que os marinheiros possam utilizá-lo como ajuda à navegação. O satélite, porém, é algo primitivo, uma gigantesca esfera oca de ladrilhos reflectantes de uns 60 metros de diâmetro. A aventura desencadeia-se quando é lançado "por acidente".

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.