

Em Órbita

Vol. 4 - N.º 44 - Julho de 2004

Emblemas Espaciais – Apollo-11

11K77 Zenit-3SL DM-SL / DirecTV-7S

Atlas-2AS / AMC-11

Taurus-XL / RocSat-2

11A511U Soyuz-U / Progress M-49

11K69 Tsyklon-2 / Cosmos 2405

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

Índice

Imagem do mês	2
Voo espacial tripulado	
Estatísticas	3
Emblemas espaciais – Apollo-11	4
Lançamentos orbitais – Maio de 2004	5
11K77 Zenit-3SL DM-SL – DirecTV-7S	6
Atlas-2AS (AC166) – AMC-11	9
Taurus-XL (T7) – RocSat-2	14
Soyuz-U – Progress M-49 (ISS-14P)	16
11K69 Tsyklon-2 – Cosmos 2405	20
Quadro de lançamentos recentes	22
Outros objectos catalogados	23
Regressos / Reentradas	26
Lançamentos previstos para Julho de 2004	27
Próximos lançamentos tripulados	27
Lançamentos suborbitais	28
20 de Abril – Topol-M	28
29 de Maio – Ghauri	29
Próximos lançamentos suborbitais	29
Cronologia da Astronáutica (XVI)	29
Explicação dos termos técnicos	31

No próximo Em Órbita

- Lançamentos orbitais em Junho e Julho de 2004.

Quando em finais de 1969 se contabilizavam já duas missões lunares tripuladas, muitos pensavam que o ano 2000 seria uma época em que o Homem viajaria normalmente pelas estradas espaciais, fazendo férias na Lua e explorando os remotos mundos gelados do Sistema Solar exterior.

Infelizmente tal não veio a acontecer e o ano 2000 passou sem que o acesso ao espaço se tivesse tornado num dado adquirido dos nossos tempos. Cada vez mais a conquista do espaço representa um lento evoluir da Humanidade que comemora os 35 anos da Apollo-11 com os olhos postos num futuro que se quer de esperança, paz e amizade entre toda a Humanidade.

Rui C. Barbosa

Braga, 25 de Julho de 2004

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal.

Versão *web* editada por José Roberto Costa (<http://www.zenite.nu/orbita/> - www.zenite.nu).

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

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

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rcb@netcabo.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF). Os números atrasados são distribuídos gratuitamente.

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

Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º

PT 4700-393 BRAGA

PORTUGAL

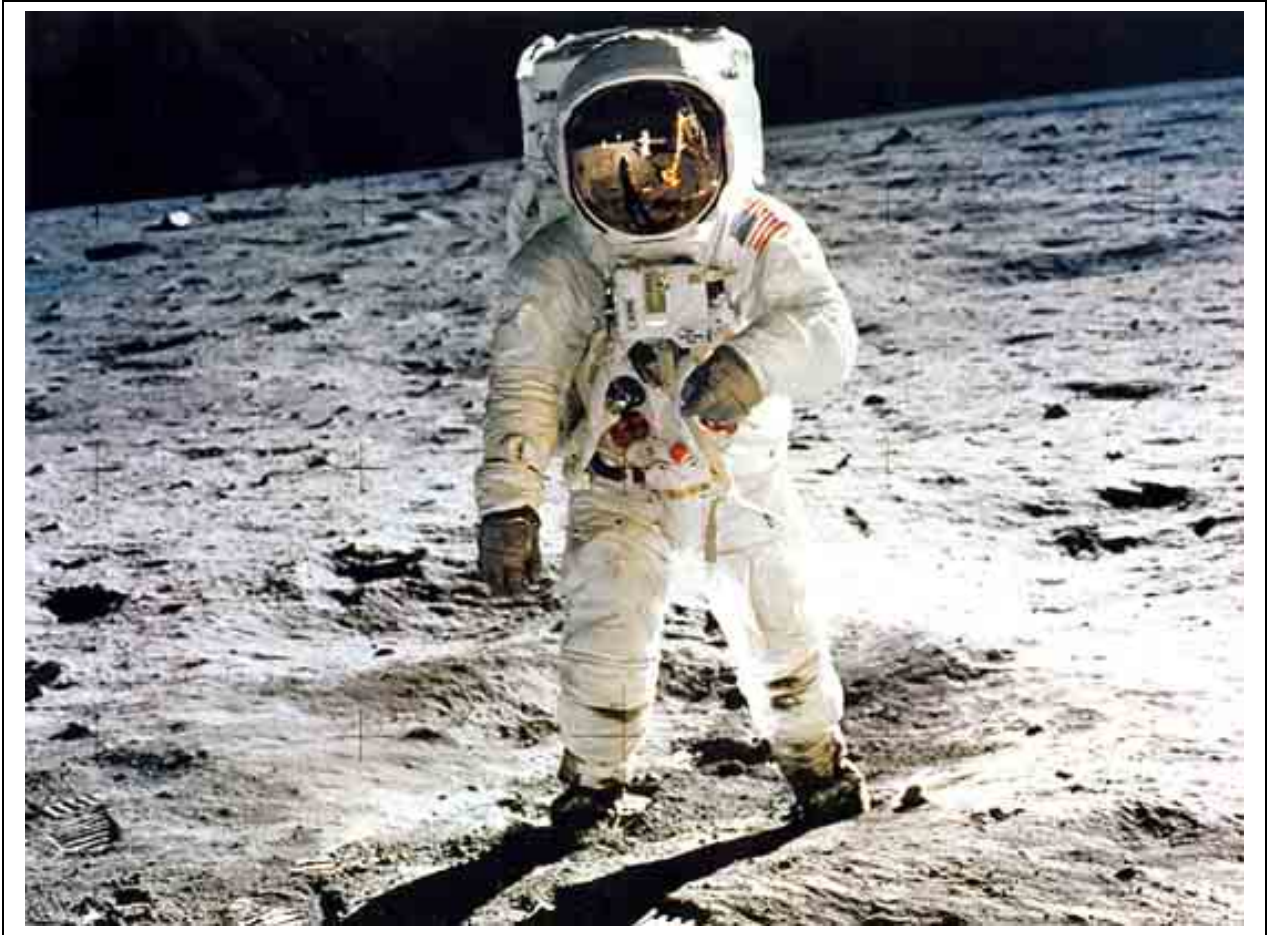
00 351 253 27 41 46

00 351 93 845 03 05

rcb@netcabo.pt

Na Capa: O primeiro Taurus-XL lançado a 20 de Maio de 2004 colocou em órbita o satélite RocSat-2.

Imagem do mês



Quando em muitos anos se olhar para a História do Homem e para a História do século XX, certamente que os estudiosos irão referir um dia no qual a Humanidade esteve toda unida a observar as figuras fantasmagóricas de dois homens que percorriam um mundo escuro e poeirento. O dia 20 de Julho de 1969 (ou o dia 21 se tivermos em conta muitas nações nas Américas), ficou marcado como o dia em que o ser humano pela primeira vez pisou outro planeta que não o berço de onde surgiu. Sendo sem dúvida um acontecimento impulsionado pela política bipolar de então, a corrida para a Lua terminava no épico voo da Apollo-11 e os nomes de Neil Armstrong e Edwin Aldrin ficam como os primeiros emissários da Humanidade noutra planeta.

Voo espacial tripulado

Estatísticas

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

Os 10 mais experientes

Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 09m 36s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 36s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	624d 09h 21m 36s
Alexander Yurievich Kaleri	610d 03h 40m 59s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 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

URSS/Rússia	98	Cuba	1	México	1	Itália	4
EUA	274	Mongólia	1	Síria	1	Ucrânia	1
Checoslováquia	1	Roménia	1	Afeganistão	1	Espanha	1
Polónia	1	França	9	Japão	5	Eslováquia	1
Alemanha	10	Índia	1	Inglaterra	1	África do Sul	1
Bulgária	2	Canadá	8	Áustria	1	Israel	1
Hungria	1	Arábia Saudita	1	Bélgica	2	China	1
Vietname	1	Holanda	2	Suíça	1	TOTAL	435

Emblemas espaciais

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



Apollo-11

Ao contrário das anteriores missões espaciais, o voo da Apollo-11 era um voo especial. Pela primeira vez o ser humano iria pisar o solo de outro mundo.

Olhando para a insígnia da missão o primeiro pormenor que nos dá-mos conta é a ausência dos nomes dos três astronautas que participaram na missão. Este pormenor foi proposto pelos próprios astronautas que quiseram assim que o desenho fosse representativo de todos aqueles que trabalharam para que este voo tivesse sucesso. Por outro lado, o desenho do emblema é mais simbólico do que explícito.

Os astronautas procuraram também dar um significado pacífico à missão levada a cabo pelos Estados Unidos e



que melhor símbolo americano do que uma águia transportando no seu bico um ramo de oliveira? O desenho representativo da águia foi obtido a partir de um livro publicado pela *National Geographic*.

Curiosamente a representação da Terra está errada no emblema. O crescente terrestre está rodado 45° para a esquerda ☾ quando deveria surgir de baixo para cima ☽. A primeira versão do emblema possuía as palavras “APOLLO ELEVEN”. Porém, achou-se que a palavra “ELEVEN” não seria entendida pelas pessoas que não falassem inglês e assim foi decidido colocar “APOLLO 11”.

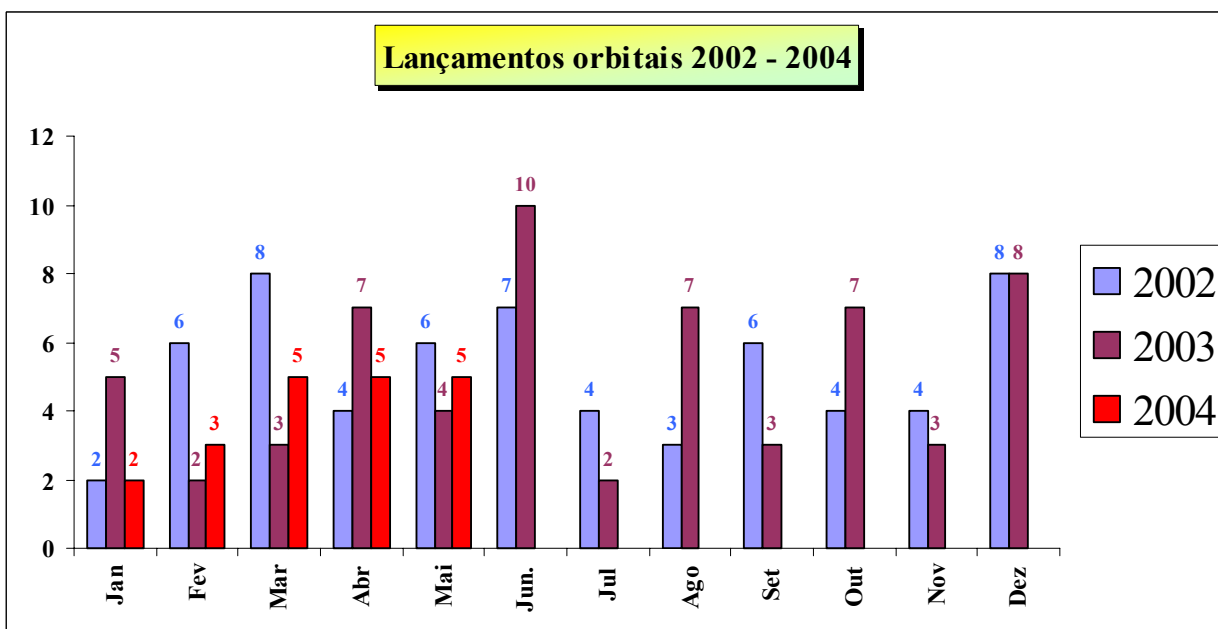
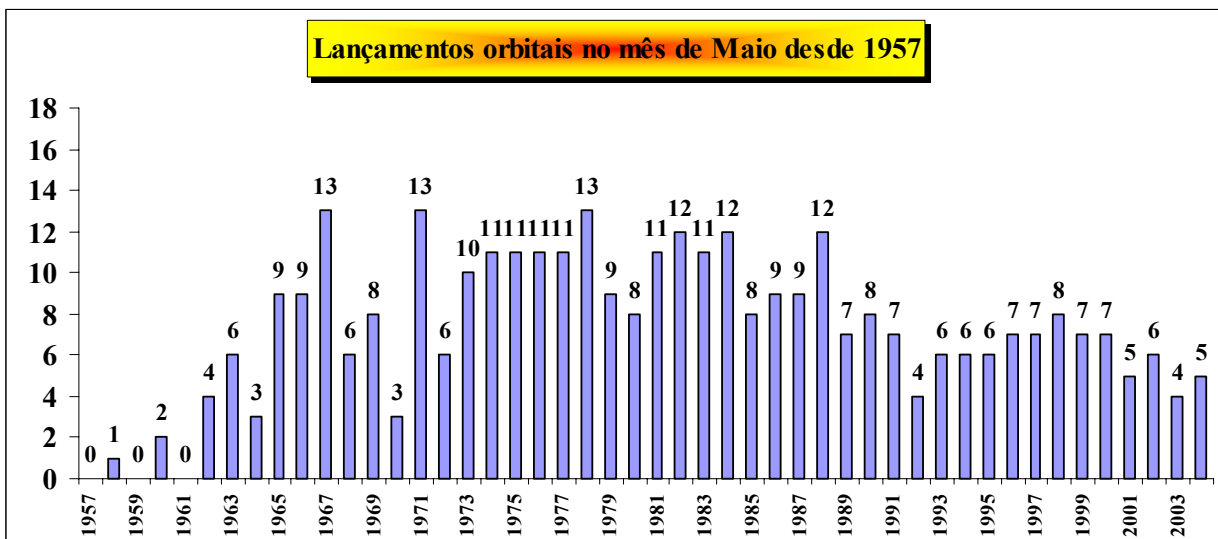
Após darem os toques finais na insígnia da sua missão, Armstrong, Aldrin e Collins, o principal mentor da insígnia, decidiram enviar o desenho final para Washington para ser aprovado pela direcção da NASA. O desenho não foi aprovado, ao contrário com o que havia sucedido com as insígnias das missões anteriores. Qual a razão? As garras da águia que simbolizavam o trem de alunagem do módulo lunar tinham uma expressão muito violenta e quase bélica. Parecia que a águia iria agarrar a Lua para os Estados Unidos num contexto completamente ausente do verdadeiro significado da primeira missão lunar tripulada. A solução para esta questão passou simplesmente em passar o ramo de oliveira desde o bico da águia para as suas patas, eliminando assim por completo a expressão de violência no desenho.

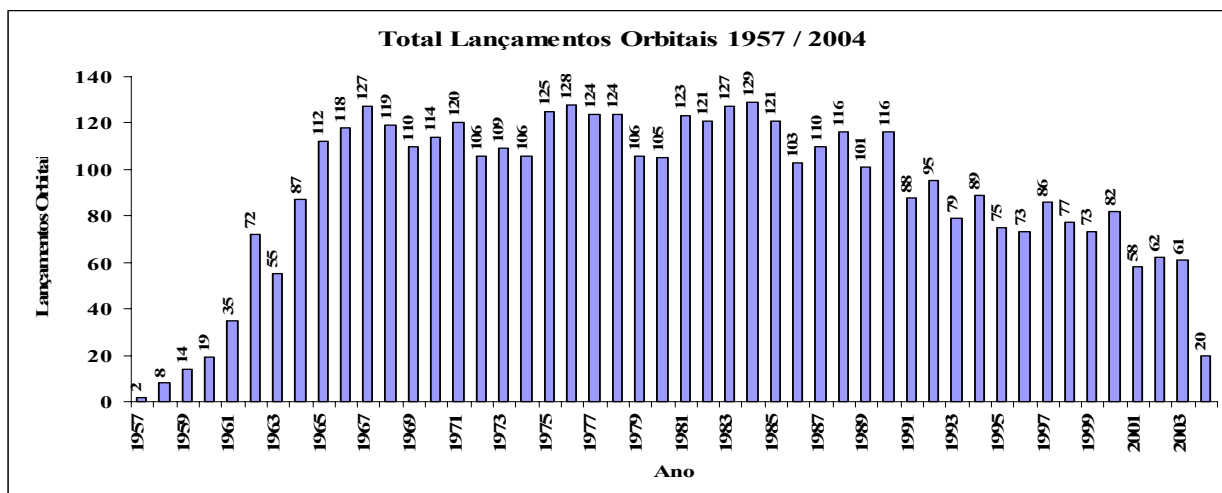
Como nota final de referir as cores utilizadas no desenho da insígnia. Os astronautas quiseram utilizar as cores naturais que encontrariam no espaço e na Lua. Assim, o céu é completamente negro, a superfície lunar cinzenta, a águia tem as suas cores naturais com o corpo castanho e a zona do pescoço e cabeça de cor branca, finalmente a Terra o único ponto azul no espaço.

Lançamentos Orbitais

Maio de 2004

Em Maio de 2004 registaram-se 5 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 5 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Maio foram realizados 4.330 lançamentos orbitais, 351 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,106% do total e a uma média de 8,468 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (425 lançamentos que correspondem a 9,815% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (268 lançamentos que correspondem a 6,189% do total).





4 de Maio – 11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-21)

DirecTV-7S

Originalmente previsto para ser colocado em órbita por um foguetão Ariane-5 em Fevereiro de 2004, o satélite de comunicações DirecTV-7S acabou por ser lançado por um foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL no dia 4 de Maio de 2004, no que constituiu o segundo lançamento desta empresa este ano. Para evitar um adiamento inaceitável no lançamento deste satélite a *Arianespace* anunciava a 31 de Outubro de 2003 que iria tirar partido de um acordo com a *Sea Launch* para colocar em órbita o satélite no primeiro trimestre de 2004.

Lançamento orbital n.º 4.321
Lançamento E.U.A. n.º 1.285 (29,738%)
Lançamento Cabo Canaveral n.º 674 (15,598%)

O atraso no lançamento do DirecTV-7S deve-se aos preparativos do lançamento da sonda Rosetta seguido dos preparativos para o segundo lançamento do Ariane-5ECA cujo lançamento inaugural terminou em desastre no mês de Dezembro de 2002.

A troca de lançadores só foi possível devido a um acordo estabelecido entre a *Boeing Launch Services* (BLS), a *Mitsubishi Heavy Industries* (MHI) e a *Arianespace*, em Novembro de 2003, no qual as três empresas concordam em proporcionar serviços de lançamento em conjunto para os seus clientes. Esta aliança estratégica permite assim aos clientes das referidas empresas estabelecerem novos contratos que permitem o lançamento dos seus satélites dentro do tempo previsto



O satélite DirecTV-7S

O satélite DirecTV-7S (numa representação artística ao lado) irá servir mais de 60 mercados locais de televisão nos Estados Unidos colocado numa órbita geostacionária a 119° longitude Oeste (podendo também operar a 101° longitude Oeste). Construído pela *Space Systems/Loral* (SS/L) em Palo Alto, Califórnia, o satélite tem um peso de 5.483 kg e é baseado no modelo 1300.

O lançador 11K77 Zenit-3SL DM-SL

O foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL, também designado J-1 (Designação Sheldon) 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 planejada produção em grande escala deste lançador foi cancelada e o seu futuro ameaçado com o investimento feito na família de lançadores Angara.



A 15 de Abril de 2004 o foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL com o satélite DirecTV-7S era transferido do Sea Launch Commander para a plataforma Odyssey quando ainda se encontravam em Long Beach, Califórnia. Imagem: *Sea Launch*.

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 fálhou 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
2000-043	28-Jul-00	22:42:00	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	PAS-9
2000-066	21-Out-00	5:52:00	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	Thuraya-1
2001-012	18-Mar-01	22:33:30	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	XM-2 Rock
2001-018	8-Mai-01	22:10:29	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	XM-1 Roll
2002-030	15-Jun-02	22:39:30	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	Galaxy-3C
2003-026	10-Jun-03	13:55:59	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	Thuraya-2
2003-034	8-Ago-03	3:31:00	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	EchoStar-9/Telstar-13
2003-044	1-Out-03	4:03:00	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	Galaxy-XIII/Horizons-1
2004-001	11-Jan-04	4:12:59	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	Estrela do Sul-1/Telstar-14
2004-016	4-Mai-04	12:42:00	Oceano Pacífico – 154° W	Odyssey	DirecTV-7S

Lançamento do DirecTV-7S

Os trabalhos de preparação para este lançamento tiveram início mal as embarcações da *Sea Launch* regressaram da sua primeira missão de 2004. O satélite DirecTV-7S foi transportado desde Long Beach no dia 9 de Março de 2004 e nas semanas seguintes procedeu-se ao seu abastecimento e à realização de testes finais. A 9 de Abril o satélite foi transportado desde as instalações de processamento para o Sea Launch Commander onde foi acoplado ao seu lançador. O conjunto, com um peso total de 471.646 kg, foi posteriormente transportado para a plataforma Odyssey a 15 de Abril. No dia 16 de Abril o foguetão 11K7 Zenit-3SL DM-SL era erigido na plataforma para a realização de mais testes.

A plataforma Odyssey deixou o seu porto de abrigo em Long Beach no dia 18 de Abril e no dia 21 foi a vez do navio de comando Sea Launch Commander partir para a zona de lançamento, dando assim início à fase final das actividades para o lançamento do DirecTV-7S. As duas embarcações encontraram-se no Oceano Pacífico no dia 26 de Abril e chegaram à zona de lançamento localizada a 154° longitude Oeste sobre o Equador no dia 30 de Abril, iniciando no dia seguinte uma contagem decrescente de 72 horas prevista para terminar no início da janela de lançamento de duas horas que se abriria às 1242:00UTC (inicialmente o lançamento estava previsto para as 1222:00UTC, mas devido à necessidade de se proporcionar uma boa cobertura por parte da rede *Tracking and Data Relay Satellite System* – TDRSS, da NASA, a hora do lançamento foi adiada por 20 minutos) do dia 4 de Maio. Uma das primeiras tarefas levadas a cabo foi a formação de um balastro na plataforma Odyssey colocando-a numa posição estável a uma profundidade de 19,8 metros. Foram também iniciados os testes finais no sistema de lançamento e no satélite.

O dia do lançamento surgiu com condições atmosféricas favoráveis e todas as actividades decorreram sem qualquer problema. Às 1226UTC (T-16m) o braço transportador e de erecção do lançador começou a ser recolhido para o interior do hangar de abrigo climatizado, encontrando-se no seu interior às 1239UTC (T-3m). Este braço é utilizado para transportar o foguetão para o exterior do hangar e o colocar sobre o local de lançamento na plataforma flutuante. Após o foguetão se encontrar na posição vertical, o braço é baixado e posteriormente recolhido.

Nesta fase as operações de abastecimento do lançador já estavam finalizadas com o veículo a ser abastecido com querosene (combustível) e oxigénio líquido (oxidante). Antes destas actividades a plataforma foi totalmente evacuada com todo o pessoal a ser transferido para o navio de comando que se encontrava ao largo da Odyssey.

Os preparativos para a ignição do motor RD-171 do primeiro estágio iniciaram-se às 1240UTC (T-2m) e às 1241UTC (T-1m) é dada a aprovação final para o lançamento que tem lugar às 1242UTC. A ascensão inicial do veículo



Às 1242UTC do dia 4 de Maio de 2004, quando ainda era noite em pleno Oceano Pacífico, tinha lugar o lançamento do satélite de comunicações DirecTV-7S a partir da plataforma Odyssey localizada sobre o Equador terrestre. Imagem: *Sea Launch*.

decorre sem problema e a T+30s (1242UTC) já havia manobrado para o seu azimute de voo em direcção a Este sobre o Equador.

A zona de máxima pressão dinâmica era ultrapassada às 1243UTC (T+1m 10s) e o final da queima do primeiro estágio teve lugar às 1244UTC (T+2m 45s). A separação do primeiro estágio decorreu logo de seguida e este acabou por cair no Oceano Pacífico a 831 km da plataforma Odyssey. A ignição do segundo estágio decorreu sem problemas. A separação da ogiva de protecção do satélite teve lugar às 1245UTC (T+3m 45s) tendo caído no Pacífico a 963 km da plataforma Odyssey.

A queima do segundo estágio decorreu sem qualquer problema. A potência do motor RD-120 foi diminuída às 1249UTC (T+7m 15s) em preparação para o final da queima que teve lugar a T+7m 30s (1249UTC). Os motores vernier do segundo estágio continuaram a funcionar até às 1250UTC (T+9m) altura em que se dá a separação do segundo estágio que viria a cair no Oceano Pacífico a 4.800 km da plataforma de lançamento Odyssey.

A ignição do estágio Block DM-SL teria lugar às 1251UTC (T+9m 8s) e esta queima teria uma duração de 11 minutos terminando às 1301UTC (T+19m 50s). Ao contrário do que aconteceu em anteriores missões da Sea Launch, o Block DM-SL levou a cabo uma longa queima que colocou o satélite DirecTV-7S na órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Anteriormente o Block DM-SL realizava duas queimas: a primeira tinha lugar imediatamente após a separação do segundo estágio e colocava o conjunto numa órbita preliminar; a segunda queima tinha lugar após um longo período nesta órbita e colocava o satélite na órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

Após a queima do Block DM-SL, o conjunto permaneceu nesta órbita por 10 minutos antes de se separar às 1312UTC (T+29m 21s). Os primeiros sinais provenientes do satélite foram detectados logo após a separação do último estágio do lançador por esta estação de rastreio em Weilheim, Alemanha.

O DirecTV-7S ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 35.794 km de altitude, um perigeu de 200 km de altitude e uma inclinação orbital de 0° em relação ao equador terrestre.

Após entrar em órbita terrestre o satélite DirecTV-7S recebeu a Designação Internacional 2004-016A e o número de catálogo orbital 28238. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

19 de Maio – Atlas-2AS (AC-166)

AMC-11

O 17º lançamento orbital de 2004 assinalou a colocação em órbita de mais um satélite de comunicações e marcou o início do fim de uma era com a utilização do penúltimo foguetão Atlas-2AS. Esta missão foi levada a cabo pela *International Launch Services* (ILS) que comercializa os foguetões Atlas (Atlas-2AS e Atlas-5) e os foguetões Proton (8K82K Proton-K e 8K82M Proton-M), vindo também a comercializar no futuro os lançadores russos Angara.

Lançamento orbital n.º 4.322
Lançamento China n.º 78 (1,805%)
Lançamento Xichang SLC n.º 33 (0,763%)



O AMC-11

O satélite AMC-11 (representação artística ao lado) pertence à frota de satélites da companhia de comunicações *SES Americom*, servindo mais de 70 milhões de utilizadores dos serviços de televisão de alta definição por cabo com canais como o *Discovery*, *The Weather Channel*, *Telemundo*, etc., para os Estados Unidos, México e as Caraíbas. O satélite será também utilizado para distribuir programação de rádio, comunicações móveis, televisão comercial, sinal de banda larga e serviços de telecomunicações.

Com um peso no lançamento de 2.317 kg, o AMC-11 está equipado com 24 repetidores em banda-C (36 MHz) e foi construído pela *Lockheed Martin Commercial Space Systems*, sendo baseado no modelo A2100. O AMC-11 substituiu o satélite

Satcom C-3 a 131º longitude Oeste e terá uma vida operacional de 15 anos.

O modelo A2100 para satélites geossíncronos é desenhado para satisfazer uma variedade de necessidades ao nível das comunicações desde serviços de banda larga (banda-Ka) e serviços numa configuração de banda-C e banda-Ku, com distribuição de alta potência utilizando a frequência em banda-Ku e banda-S. O desenho modular do modelo A2100 permite uma redução nos seus constituintes, construção simplificada, aumento da fiabilidade em órbita e redução no seu peso e custo.

O AMC-11 e o seu gémeo AMC-10 que foi lançado em Fevereiro para substituir o satélite Satcom C-4, proporcionam quase mais 20% de potência que os satélites Satcom.

O AMC-11 é o 24º satélite a ser colocado em órbita e que utiliza o modelo A2100, sendo a 10ª utilização deste modelo por parte da *SES Americom*.

O Atlas-2AS

Este lançamento assinalou o 72º lançamento com sucesso consecutivo por foguetões Atlas desde 1993. Esta foi penúltima e a 29ª missão de um foguetão Atlas-2AS desde o seu lançamento inaugural em Dezembro de 1993, sendo o 4º lançamento de um Atlas em 2004 e o 3º do modelo 2AS.

O foguetão Atlas-2AS é um veículo a dois estágios (Atlas e Centaur), com um estágio inicial de sustentação e auxiliado por quatro propulsores laterais de combustível sólido. É capaz de colocar uma carga de 8.610 kg numa órbita



A torre móvel de serviço da plataforma de lançamento SLC-36B do Cabo Canaveral AFS, afasta-se do foguetão Atlas-2AS na fase final da contagem decrescente para a missão AC-166. Imagem: ILS.

terrestre baixa a 185 km de altitude e com uma inclinação de 28,5°, ou então 3.630 kg uma trajectória de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve uma força de 361.620 kgf, tendo uma massa total de 234.000 kg. Tem um comprimento de 47,5 metros e um diâmetro base de 4,9 metros.

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

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

O estágio Centaur IIA tem um peso bruto de 19.073 kg, e um peso de 2.293 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 18.866 kgf no vácuo, com um Ies de 449 s e

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

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

Data	Veículo	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
14-Jul-00	AC-161	Cabo Canaveral	SLC-36B	EchoStar-6 (26402 2000-038A)
6-Dez-01	AC-157	Cabo Canaveral	SLC-36A	USA-155 / MLV-11 (26635 2000-080A)
19-Jun-01	AC-156	Cabo Canaveral	SLC-36B	ICO-F2 (26857 2001-026A)
8-Set-01	AC-160	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-160 Capricorn-3 / MLV-10 (26905 2001-040A)
11-Out-01	AC-162	Cabo Canaveral	SLC-36B	USA-162 Aquilla / MLV-12 (26948 2001-046A)
18-Set-02	AC-159	Cabo Canaveral	SLC-36A	Hispasat-1D (27528 1993-044A)
2-Dez-03	AC-164	Vandenberg AFB	SLC-3E	USA-173 (28095 2003-054A); SubSat (28097 2003-054C)
5-Fev-04	AC-165	Cabo Canaveral	SLC-36A	AMC-10 (28154 2003-003A)
16-Abr-04	AC-163	Cabo Canaveral	SLC-36A	Superbird-6 (28218 2004-011A)
19-Mai-04	AC-166	Cabo Canaveral	SLC-36B	AMC-11 (28252 2003-017A)

Lançamento do AMC-11 pelo penúltimo Atlas-2AS

A contagem decrescente para o lançamento da missão AC-166 teve início às 1302UTC do dia 19 de Maio de 2004. Este foi o 583º lançamento de um foguetão Atlas desde 1957, sendo o 172º lançamento de um estágio Centaur e o 149º lançamento de um Centaur num foguetão Atlas (o Centaur também é utilizado nos lançadores Titan). Este lançamento marcou o 2º de 3 lançamentos por foguetões Atlas para a *SES Americion* em 2004 (após o lançamento do AMC-10 em Fevereiro e o lançamento planeado do satélite AMC-16 utilizando um foguetão Atlas-5 em Dezembro).

Pelas 1727UTC estavam finalizadas as verificações das ligações de comunicação com o satélite AMC-11 e dava-se início às purgas do estágio Centaur utilizando hélio líquido.

Às 1814UTC as equipas de segurança finalizavam as verificações das ligações que permitem que a contagem decrescente seja interrompida nos últimos momentos caso surja algum imprevisto. Entretanto por esta altura os trabalhadores que se encontravam na plataforma de lançamento SLC-36B encontravam-se a terminar os procedimentos para configurar o complexo e preparar a torre móvel de serviço para a sua recolha.

A T-150m (1837UTC) tinha lugar a chamada “*Man stations for Integrated Launch Operations*” com toda a equipa de lançamento a ser reunida para acompanhar a fase final da contagem decrescente que é acompanhada desde o denominado *Complex 36 Blockhouse* onde está alojada uma equipa de 120 membros que controla os sistemas, o abastecimento do lançador e levar a cabo os testes finais que levam ao lançamento do foguetão. A equipa directora encontra-se no *Atlas-5 Spaceflight Operations Center* (ASOC) situado com Complexo 41.

Às 1840UTC os membros da equipa de lançamento reuniam-se para dar luz verde para que a torre de serviço fosse recolhida. Esta operação teve início às 1852UTC. A torre de serviço envolve o lançador na plataforma de lançamento e permite o acesso a todas as áreas do veículo durante a sua permanência na plataforma. Em preparação para o abastecimento e posterior lançamento, a torre de serviço é recolhida para uma distância de segurança. O processo de recolha da torre de serviço é feito em duas fases com velocidades distintas. A primeira fase é feita com uma velocidade lenta enquanto que a estrutura permanece junto do foguetão. Quando a torre se afasta do lançador a sua velocidade é aumentada até atingir o local de armazenamento.

Às 1847UTC foi finalizado o teste de navegação na unidade de navegação inercial INU (*Inertial Navigation Unit*), iniciando-se o alinhamento final da unidade. Continuando as operações de preparação do lançador teve início às 1857UTC o teste do sistema de comunicações em banda-C e iniciaram-se os preparativos finais do sistema de controlo ambiental e do armazenamento do hélio líquido no primeiro estágio que é utilizado para a pressurização. Nesta fase era também activado o sistema de detecção e monitorização de gás.

Às 1916UTC a Força Aérea dos Estados Unidos anunciava que não existiam quaisquer períodos COLA (*COLLision Avoidance*). Estes períodos são introduzidos para evitar que qualquer foguetão seja lançado numa trajectória que leve a sua carga a passar demasiado perto de um objecto já em órbita terrestre. Ainda como medida de segurança para o lançamento são estabelecidos bloqueios nas estradas adjacentes ao complexo de lançamento.

Às 1917UTC tinham lugar as últimas verificações antes da equipa de técnicos abandonar a área, permitindo assim o início das operações de abastecimento criogénico do lançador. As verificações acabaram por terminar às 1920UTC e as equipas de técnicos abandonavam a plataforma de lançamento às 1948UTC.

A contagem decrescente entrava na sua primeira paragem às 1922UTC (T-105m). Esta paragem teve uma duração de 30 minutos (num total de 45 minutos previstos no decorrer de toda a contagem decrescente).



Antes de se dar luz verde ao processo de abastecimento foi realizada uma consulta a todos os membros da equipa de controlo que não apontaram qualquer problema com o lançador ou com o satélite AMC-11.

A contagem decrescente foi retomada às 1952UTC (T-105m). Após se verificar que a área em torno da plataforma de lançamento se encontrava livre de qualquer pessoal, deu-se início ao processo de arrefecimento das condutas de oxigénio líquido (LOX) em preparação do início do abastecimento do estágio Centaur. Também nesta fase procedeu-se à preparação dos dispositivos pneumáticos do Centaur e ao arrefecimento dos motores com hélio gasoso.

O final do procedimento de arrefecimento das condutas de LOX teve lugar às 2005UTC e foi dada luz verde para o início do abastecimento de oxidante. De recordar que o oxigénio líquido se encontra a uma temperatura de $-183,33^{\circ}\text{C}$ e que será consumido pelos dois motores RL10 juntamente com o hidrogénio líquido que é abastecido numa fase posterior da contagem decrescente. Às 2016UTC era atingida metade da capacidade do tanque de LOX.

Enquanto decorria o abastecimento de LOX era iniciado às 2018UTC o procedimento de arrefecimento das condutas de hidrogénio líquido (LH_2) na plataforma SLC-36B em preparação do seu abastecimento. Nesta altura era selada a porta

do *Complex 36 Blockhouse*, protegendo assim os membros da equipa de controlo. De notar que estas instalações encontram-se a apenas 428 metros da plataforma de lançamento da plataforma 36B.

Às 2023UTC era atingida 95% da capacidade do tanque de LOX, mantendo-se este nível por alguns minutos. O abastecimento total do tanque seria levado a cabo nos minutos seguintes (2030UTC). À medida que a contagem decrescente prosseguia, o tanque de LOX seria reabastecido para substituir o oxigénio líquido que se evaporaria naturalmente. Entretanto era dada luz verde para o início do abastecimento de LOX ao estágio Atlas.

O alinhamento final da unidade de navegação inercial era finalizado às 2032UTC e iniciava-se os preparativos do sistema de controlo de voo.

O procedimento de arrefecimento das condutas de LH_2 era finalizado às 2040UTC e era dada luz verde para o início do abastecimento do combustível para o estágio Centaur. Às 2041UTC era atingida 98% da capacidade do tanque de LOX do estágio Atlas, mantendo-se este nível por alguns minutos. O abastecimento total seria levado a cabo nos minutos seguintes (entre as 2106UTC e as 2113UTC).

O sistema de finalização de voo FTS (*Flight Termination System*) foi submetido com sucesso a um teste às 2105UTC. O FTS poderia ser utilizado para destruir o Atlas-2AS caso surgisse algum problema durante a fase inicial do lançamento.

Entretanto a hora de lançamento era adiada às 2114UTC para as 2222UTC para que a equipa de controlo pudesse avaliar dados de teste num computador de orientação (unidade inercial de navegação) que seria utilizado numa missão posterior. Como resultado deste adiamento foi decidido prolongar a pausa na contagem decrescente dos seus normais 15 minutos para 45 minutos. Minutos antes a equipa de controlo detectara um desvio dos parâmetros normais enviados pelo computador que os engenheiros da equipa de controlo afirmaram não constituir qualquer problema e não estar relacionada com o prolongamento da paragem na contagem decrescente.

A última paragem na contagem decrescente teve lugar às 2132UTC e teve uma duração de 45 minutos. Os 30 minutos adicionais foram utilizados pelos técnicos da *Lockheed Martin* em Denver, Colorado, para isolar um problema com uma unidade de navegação inercial o que acabou por acontecer.

Às 2202UTC eram seladas as portas do túnel de escape do centro de controlo do lançamento e às 2205UTC o satélite AMC-11 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia.

A contagem decrescente era retomada às 2217UTC (T-5m) após o director de voo Edwadr Christiansen ter consultado os membros da equipa de controlo e ter dado luz verde para a continuação da contagem decrescente para Adrian Laffitte, director de lançamento da *Lockheed Martin*.

Às 2217UTC o sistema de supressão das ondas de choque provocadas pela ignição dos motores do primeiro estágio do lançador, era preparado para a sua activação. Quando activado o sistema liberta toneladas de água sobre os motores do lançador na plataforma de lançamento.

A T-4m (2218UTC) o estágio Atlas e o sistema FTS iniciavam a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia e às 2220UTC (T-2m) iniciava-se a pressurização de ambos os estágios do lançador. Os sistemas que permitiram posteriormente a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido foram activados, bem como se procedeu à activação do sistema de destruição do lançador.

A sequência de lançamento teve início às 2221UTC (T-31s) e a T-2,4s (2222UTC) teve início a sequência de ignição, com o lançamento a ocorrer às 2222UTC (T=0s).

Após abandonar a plataforma de lançamento o veículo procedeu à sua orientação colocando-se no seu azimute de voo. A queima dos propulsores laterais de combustível sólido que entraram em ignição a T=0s terminou às 2223UTC (T+61s), dando-se a ignição dos restantes dois propulsores. Porém, os propulsores não se separaram nesta fase aguardando que o veículo atingisse a zona de separação o que veio a acontecer às 2223UTC (T+79s). O final da queima dos restantes propulsores laterais de combustível sólido teve lugar às 2224UTC (T+1m 58s), separando-se de seguida (imagem ao lado cedida pela ILS TV).

O veículo continuou a ganhar altitude e velocidade com a potência dos motores do estágio Atlas até às 2224UTC (T+2m 50s), altura em que atingiu uma aceleração axial de 5,0 g e se deu a separação da zona inferior do motor MA-5A que continha duas tubeiras. O foguetão continuou então a sua fase de sustentação de voo com a queima do motor central do Atlas até consumir todo o combustível.



A ogiva de protecção do AMC-11 separava-se do estágio Centaur às 2225UTC (T+3m 31s) e às 2226UTC (T+4m 15s) o veículo encontrava-se a uma altitude de 111,04 km, a 299,34 km a Este da plataforma de lançamento e a uma velocidade de 11.748,18 km/h.

Às 2227UTC (T+5m 10s) finalizava a queima do estágio Atlas e o estágio separava-se do estágio Centaur. O Atlas acabaria por cair no Oceano Atlântico. A T+5m 25s (2227UTC) eram colocadas em posição as tubeiras dos motores RL10 do estágio Centaur que entravam em ignição a T+5m 28s (2227UTC).

Às 2228UTC eram reabertas a portas do centro de controlo de voo.

Com todos os parâmetros de voo normais, o estágio Centaur atingia uma altitude de 170,59 km e uma distância de 1.010,67 km do Cabo Canaveral às 2229UTC (T+7m). A T+8m50s (2230UTC) o conjunto encontrava-se a uma distância de 1.572,33 km do Cabo Canaveral e a viajar a uma velocidade de 21.404,22 km/h.

O final da primeira queima do estágio Centaur (MECO 1) tinha lugar às 2231UTC (T+9m 42s), tendo atingido uma órbita preliminar na qual permaneceria por 15 minutos até se dar a segunda ignição do estágio às 2246UTC (T+24m

15s) após uma pré-ignição às 2245UTC (T+23m 45s). Esta pré-ignição posiciona as válvulas, pressuriza os tanques e prepara os motores para a ignição. A segunda ignição do Centaur foi finalizada (MECO 2) às 2248UTC (T+26m 1s).

Após a fase propulsão da missão o estágio Centaur procedeu (2249UTC – T+27m 15s) à sua orientação em órbita em antecipação da separação do AMC-11 que veio a ter lugar às 2250UTC (T+28m 21s). O AMC-11 ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.926 km de altitude (previa-se um apogeu a 35.965 km de altitude), um perigeu a 186 km de altitude (previa-se um perigeu a 186 km de altitude) e uma inclinação orbital de 12,4° (tal como previsto) em relação ao equador terrestre. O satélite utilizou posteriormente os seus próprios meios para atingir a sua órbita geossíncrona final.

Controladores localizados na estação de rastreio de Uralla, Austrália, receberam os primeiros sinais de telemetria do AMC-11 às 0030UTC do dia 19 de Maio.

Após entrar em órbita terrestre o satélite AMC-11 recebeu a Designação Internacional 2004-017A e o número de catálogo orbital 28252. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

20 de Maio – Taurus-XL (T7)

RocSat-2



Lançamento orbital n.º 4.324
Lançamento E.U.A. n.º 1.286 (29,741%)
Lançamento Vandenberg AFB n.º 569 (13,159%)

Em Junho de 2001 a *Orbital Sciences Corporation* anunciava que o primeiro foguetão Taurus-XL iria colocar em órbita o satélite ROCSAT-2. O ROCSAT-2 é um satélite de detecção remota que tem como objectivo observar os ambientes terrestres e marítimos, e os recursos terrestres de Taiwan incluindo as suas ilhas. Os dados obtidos pelo satélite serão aplicados em áreas tão diversas como a agricultura e gestão florestal, ordenamento terrestre, avaliação de desastres naturais, monitorização ambiental, educação, e cooperação florestal internacional em pesquisa científica.

O ROCSAT-2 segue os passos do ROCSAT-1 colocado em órbita em 1999 por um foguetão Athena construído pela *Lockheed Martin* e que pertence à mesma classe do Taurus-XL, sendo seu concorrente directo neste tipo de mercado.

Lançamento do ROCSAT-2

Em Outubro de 1991 Taiwan deu início a um programa de 15 anos para o desenvolvimento de satélites e tecnologia espacial. Com um custo estimado de 560 milhões de euros, Taiwan desenvolveu vários sistemas espaciais incluindo o seu primeiro satélite (ROCSAT-1) e prevê desenvolver e colocar em órbita seis micro satélites com um peso de 40 kg cada.

O programa do satélite ROCSAT-2 (imagem ao lado cedida pela NSPO) enfrentou várias dificuldades até ao dia do seu lançamento. Já em Julho de 2001, e pouco após o anúncio da selecção do foguetão lançador numa competição entre a *Orbital Sciences Corporation* e a *Lockheed Martin*. A atribuição do lançamento à primeira empresa surgiu após a suspensão do contrato de lançamento original que estava a ser acordado com a companhia estatal indiana *Antrix* e que previa que o ROCSAT-2 fosse colocado em órbita em Abril de 2003. Após a suspensão das negociações com a *Antrix*, o lançamento foi adiado para Dezembro de 2003. A *National Space Programme Office* (NSPO) optou por atribuir o contrato à Orbital devido às sanções impostas à Índia após a realização dos testes nucleares em 1998¹. Caso o contrato com a Índia não fosse suspenso, todo o programa sofreria um atraso ainda maior devido à utilização de componentes fabricados nos Estados



¹ Devido às sanções impostas pelas Nações Unidas a Índia estava impossibilitada de importar alguns componentes de alta tecnologia.

Unidos e que são utilizados no satélite e que teriam de ser substituídos por outros componentes fabricados num terceiro país.

Após as primeiras dificuldades o ROCSAT-2 começou então a ser construído pela empresa *EADS/Astrium*. Com um peso de 750 kg, o satélite terá uma vida útil de 5 anos. O satélite foi transportado para a Base Aérea de Vandenberg em Dezembro de 2003, tendo-se então iniciado uma série de testes aos seus sistemas em preparação para o lançamento.

Entretanto o lançador Taurus-XL estava a ser também submetido a uma série de testes de ensaio e durante estes testes de verificação dos sistemas os técnicos encontraram níveis de corrente eléctrica anormais numa unidade de controlo que havia então sido recentemente instalada no Taurus-XL, o que originou um adiamento do lançamento para o dia 26 de Fevereiro de 2004. O lançamento já havia sido adiado de Dezembro de 2003 para o dia 17 de Janeiro de 2004 quando foram detectados níveis anormais de vibração numa unidade de controlo eléctrico previamente instalada no lançador.

A 22 de Dezembro de 2003 um tremor de terra abalou o estado da Califórnia e causou alguns problemas nos preparativos do lançamento do ROCSAT-2. Todos estes factores conjugados levaram a que o lançamento fosse novamente adiado para o dia 10 de Abril.

No dia 19 de Março o satélite ROCSAT-2 e foi transferido para o local de lançamento a 23 de Março, sendo colocado no foguetão lançador a 1 de Abril. Foi então iniciada mais uma série de testes de integração entre o satélite e o lançador que levaram a que o lançamento fosse adiado para o dia 20 de Maio no início de uma janela de lançamento entre as 1747:02UTC e as 1810:19UTC.

O dia do lançamento do ROCSAT-2

Após um longo percurso era finalmente chegado o dia do lançamento do ROCSAT-2. A contagem decrescente decorreu sem problemas, bem como os preparativos do foguetão Taurus-XL.



O primeiro Taurus-XL aguarda o seu lançamento inaugural na plataforma SLC-576E da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Imagem: OSC.

Às 1612UTC eram activados os sistemas aviónicos do lançador bem como o computador de bordo. Ao longo da contagem decrescente não se procedeu a qualquer operação de abastecimento, pois o Taurus-XL é um foguetão a combustível sólido.

Às 1614UTC a equipa de controlo verificava a recepção da telemetria vinda no lançador e às 1617UTC (T-90m) o denominado *Western Range* verificava as ligações com o lançador para a transmissão de dados de telemetria e detecção em banda-C. Este processo foi finalizado às 1633UTC.

Pelas 1640UTC os sistemas aviónicos começavam a utilizar o fornecimento interno de energia. A equipa de controlo verificou então a voltagem e não detectou qualquer problema.

Às 1648UTC a equipa de controlo verificava todos os sistemas tanto do lançador como do satélite e dava luz verde para a continuação da contagem decrescente, tendo de seguida procedido ao alinhamento do computador de orientação do Taurus-XL.

A T-24m (1723UTC) a equipa de controlo recebia ordens para activar o sistema de finalização de voo FTS (*Flight Termination System*) que poderia ser utilizado para destruir o lançador caso surgisse algum problema na fase inicial da missão. O sistema FTS começou a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia às 1732UTC (T-15m) e às 1734UTC era finalizado o carregamento das baterias do ROCSAT-2.

Às 1739UTC (T-8m) os sistemas aviónicos do lançador começavam a utilizar as baterias internas e às 1741UTC (T-6m) eram

accionados os transmissores em banda-S que enviaram os dados de telemetria do lançador para o controlo da missão. Os giroscópios do lançador foram activados às 1742UTC (T-5m) e a T-4m 25s (1742UTC) era dada luz verde para o lançamento após a verificação dos sistemas por parte da equipa de controlo.

A sequência automática de lançamento teve início às 1745UTC (T-2m) com os computadores a controlarem a fase final da contagem decrescente e a ignição do primeiro estágio do Taurus-XL teve lugar às 1747:03,310UTC. Logo Após abandonar a plataforma SLC-576E o foguetão iniciou uma manobra de translação para se colocar na trajectória devida em direcção à órbita polar.

O final de queima do primeiro estágio teve lugar às 1748UTC (T+1m 30s) separando-se do segundo estágio que



entretanto entrava em ignição. O primeiro estágio acabou por cair no Oceano Pacífico. A queima do segundo estágio terminou às 1749UTC (T+2m 55s) e separou-se de imediato do terceiro estágio que entretanto entrava em ignição.

A ogiva de protecção do satélite ROCSAT-2 separou-se às 1750UTC (T+3m 10s) e a queima do terceiro estágio terminou às 1751UTC (T+4m 30s). O veículo entrou então num voo balístico antes da ignição do quarto e último estágio. A separação do terceiro estágio foi confirmada às 1752UTC (T+5m 30s). O lançador atingia os 600 km de altitude às 1755UTC (T+8m 20s). Entretanto o lançador iniciava uma série de pequenas manobras de correcção de atitude em preparação para a ignição do quarto estágio que teve lugar às 1758UTC (T+11m 3s) a uma altitude de mais de 700 km (1757UTC – T+10m 35s). A queima do último estágio do lançador era finalizada às 1759UTC (T+12m 14s). De seguida foi iniciada (entre as 1759UTC – T+12m 35s e as 1800UTC – 13m 17s) uma manobra de orientação de atitude em preparação para a separação do ROCSAT-2 que teve lugar às 1801UTC (T+14m 12s). O ROCSAT-2 ficou colocado numa órbita polar com um apogeu a 743,31 km de altitude, um perigeu de 729,94 km de altitude e uma inclinação orbital de 99,096° em relação ao equador terrestre. Posteriormente o satélite utilizou os seus próprios meios para elevar a sua órbita até aos 891 km de altitude.

Às 1818UTC (T+31m) a estação de rastreio de McMurdo, Antárctida, captava os primeiros sinais do ROCSAT-2 e também do último estágio do Taurus-XL. O último estágio do lançador teve a

função de gravar alguns dados durante o lançamento que seriam posteriormente transmitidos para esta estação de rastreio.

Após entrar em órbita terrestre o satélite ROCSAT-2 recebeu a Designação Internacional 2004-018A e o número de catálogo orbital 28254. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

25 de Maio – 11A511U Soyuz-U (684)

Progress M-49 (ISS-14P)

Os cargueiros Progress

Ao abandonar o seu programa lunar tripulado a União Soviética prosseguiu o seu programa espacial ao colocar sucessivamente em órbita terrestre uma série de estações espaciais tripuladas nas quais os cosmonautas soviéticos e posteriormente russos estabeleceram recordes de permanência no espaço. Começando inicialmente com estadias de curtas semanas e passando posteriormente para longos meses, os cosmonautas soviéticos eram abastecidos no início pelas tripulações que os visitavam em órbita, mas desde cedo, e começando com a Salyut-6, a União Soviética iniciou a utilização dos veículos espaciais de carga Progress. Os Progress representaram um grande avanço nas longas permanências em órbita, pois permitiam transportar para as estações espaciais víveres, instrumentação, água, combustível, etc. Os cargueiros são também utilizados para elevar as órbitas das estações, para descartar o lixo produzido a bordo dos postos orbitais e para a realização de diversas experiências científicas.

Ao longo de mais de 30 anos foram colocados em órbitas dezenas de veículos deste tipo que são baseados no mesmo modelo das cápsulas tripuladas Soyuz e que têm vindo a sofrer alterações e melhorias desde então.

Lançamento orbital n.º 4.325
Lançamento Rússia n.º 2.709 (62,636%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.132 (26,173%)

A versão carga da Soyuz

O cargueiro 11F615A55 7K-TGM n.º 248 foi o 103º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 48 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1) e 10 do tipo Progress M1. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut 6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut 7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a saudosa estação orbital Mir.

O veículo Progress M é uma versão modificada do modelo original do cargueiro Progress, com um novo módulo de serviço e com sistemas de acoplagem adaptados da Soyuz T. Com os Progress M deixaram de ser utilizados os modelos do sistema de escape de emergência que eram utilizados anteriormente de forma a manter o equilíbrio aerodinâmico do lançador. Tal como os outros tipos de cargueiros, o Progress M é constituído por três módulos:

- Módulo de Carga – GO *Gruzovoi Oteck* (com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg) com um sistema de acoplagem e está equipado com duas antenas tipo Kurs;
- Módulo de Reabastecimento – OKD *Oteck Komponentov Dozapravki* (com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg) destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;
- Módulo de Serviço PAO *Priborno-Agregatniy Oteck* (um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg) que contém os motores do veículo tanto para propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série Soyuz TM.

O venerável 11A511U Soyuz-U

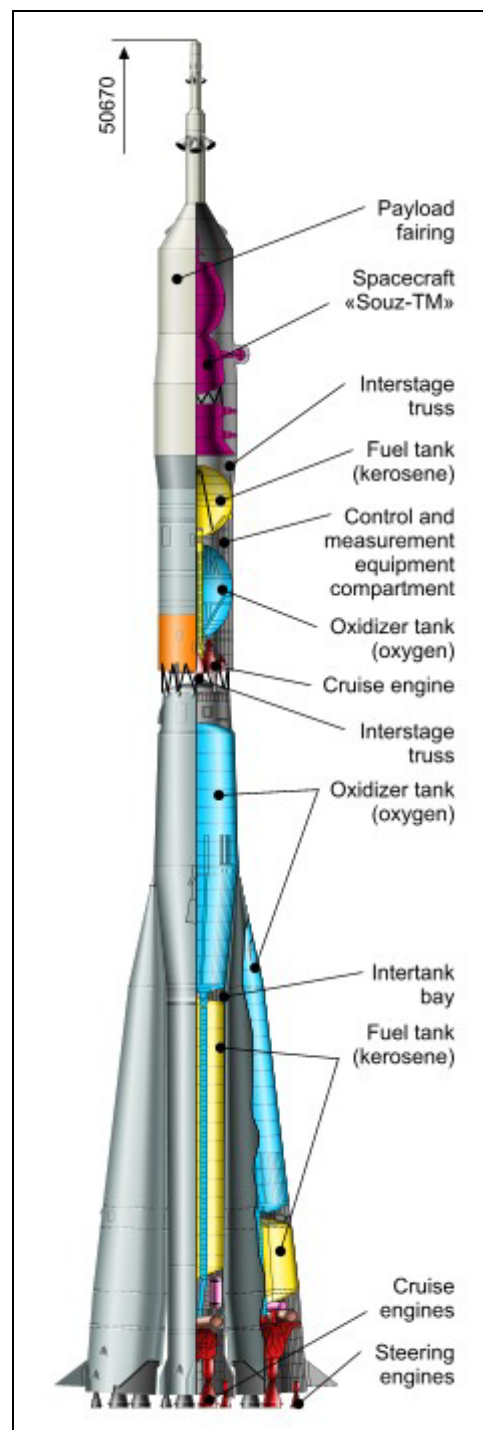
O foguetão 11A511U Soyuz-U é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação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

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

É um veículo de três estágios, sendo um constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 99.500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros.

O motor RD-108 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

Em torno do Block A estão colocados quatro propulsores designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso bruto de 43.400 kg, pesando 3.800 kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,68 metros e um comprimento 19,6 metros, desenvolvendo 101.400 kgf no vácuo, tendo um Ies de 314 s e um tempo de queima de 118 s. Cada propulsor está equipado com um motor RD-117 que consome



LOX e Querosene, desenvolvendo 101.130 kgf no vácuo durante 118 s. O seu Ies é de 314 s e o Ies-nm é de 257 s, sendo o Tq de 118 s. Cada motor tem um peso de 1.200 kg, um diâmetro de 1,4 metros e um comprimento de 2,9 metros. Têm quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão no interior de 58,50 bar. Tal como o RD-108, o RD-107 foi desenhado por Valentin Glushko.

O último estágio do lançador é o Block I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.410 kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros e um diâmetro de 2,66 metros, utilizando como propelentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O 11A511U Soyuz-U é capaz de colocar uma carga de 6.855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6° em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410.464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297.400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

No total já foram lançados 674 veículos deste tipo dos quais falharam 18, tendo assim uma taxa de sucesso de 97,329%. O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk.

Este lançamento marcou o 1.688º lançamento com sucesso para um lançador da família do R-7 (a seguinte tabela mostra os 10 últimos lançamentos que utilizaram foguetões 11A511U Soyuz-U).

Lançamento	Data	Hora UTC	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2002-013	21-Mar-02	20:13:38	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-8 (27395 2002-013A)
2002-020	25-Abr-02	6:26:35	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Soyuz TM-34 (27416 2002-020A)
2002-033	26-Jun-02	5:36:30	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-46 (27454 2002-033A)
2002-F03	15-Out-02	18:20:00	GIK-1 Plesetsk	LC43-3	Foton-M n.º 1
2003-006	2-Fev-03	18:59:00	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-47 (27680 2003-006A)
2003-025	8-Jun-03	10:34:19	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-10 (27823 2003-025A)
2003-035	12-Ago-03	14:20:00	GIK-5 Baikonur	17P32-6	Cosmos 2399 (27856 2003-035A)
2003-039	29-Ago-03	1:47:59	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-48 (27873 2003-039A)
2004-002	29-Jan-04	11:58:06	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-11 (28142 2004-002A)
2004-019	25-Mai-04	12:34:23	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-49 (28261 2004-019A)

O Progress M-49

Com a participação russa no programa de desenvolvimento, construção e montagem da ISS (*International Space Station*), tornou-se óbvio a utilização dos seus cargueiros Progress M e Progress M1 no âmbito deste programa. Apesar de possuírem uma capacidade de carga reduzida em relação aos vaivéns espaciais americanos ou em relação aos veículos ATV (*Automated Transport Vehicle*) europeus, os Progress têm sido fulcrais na manutenção do projecto especialmente após o desastre com o vaivém espacial OV-102 Columbia a 1 de Fevereiro de 2003. O lançamento de cada Progress é visto nos nossos dias quase como uma lufada de ar fresco para um programa sobre o qual chovem constantemente e quase diariamente as mais sérias dúvidas sobre a sua utilidade.

O veículo Progress M-49 foi transportado para o Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão, muitas semanas antes do seu lançamento para se dar início a uma fase de preparativos e ensaios.

A 17 de Maio de 2004, e no mesmo dia em que a Comissão Técnica da Corporação RCS Energiya decidia prosseguir com o abastecimento do veículo de combustível e gases de pressurização, a órbita da ISS era elevada em 4 km para permitir a futura acoplagem do novo cargueiro. Esta operação foi levada a cabo utilizando os motores do cargueiro Progress M1-11 (com uma ignição de 477 segundos) que se encontrava acoplado à estação orbital tripulado por Gennady Padalka e Michael Fincke.

O abastecimento do Progress M-49 foi finalizado a 18 de Maio após se ter pesado e verificado o centro de massa do veículo. No dia seguinte os engenheiros da Energiya procederam à inspecção do cargueiro antes de se proceder à sua

colocação no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U. Posteriormente, 21 de Maio, o módulo orbital do lançador (constituído pela ogiva de protecção tendo no seu interior o cargueiro Progress M-49) foi transportado desde o edifício de processamento para o edifício de integração e montagem do foguetão lançador. No dia 22 de Maio procedeu-se à integração do módulo orbital com o segundo estágio do foguetão Soyuz-U e nesse mesmo dia foi levada a cabo uma reunião da Comissão Governamental e da Comissão Técnica na qual foi decidido transportar o foguetão com a sua carga para a Plataforma PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5), também conhecido como ‘Gagarinskiy Start’.



Às 0200UTC do dia 23 de Maio o foguetão 11A511U Soyuz-U (684) contendo o cargueiro Progress M-49, foi transportado desde o edifício de montagem e integração para a plataforma de lançamento dando assim início ao processamento final antes do lançamento. O transporte foi levado a cabo na horizontal sendo o lançador colocado numa estrutura móvel de erecção, rebocado por uma locomotiva. Após chegada à plataforma de lançamento o veículo foi colocado na vertical sobre o fosso da plataforma de lançamento.

Às 0920UTC do dia 24 de Maio o cargueiro Progress M1-11 separou-se do módulo Zvezda libertando assim o porto de acoplagem para o Progress M-49.

O Progress M1-11 foi colocado a uma distância de segurança da ISS e prosseguiu um programa independente de experiências em órbita ao contrário do que era prática usual na qual os veículos eram imediatamente comandados para reentrar na atmosfera terrestre destruindo-se sobre o Oceano Pacífico. As experiências levadas a cabo com o Progress M1-11 basearam-se no teste do sistema de controlo e em métodos para a conservação de propelentes. O cargueiro acabou por reentrar na atmosfera terrestre a 3 de Junho de 2004.

A bordo do Progress M-49 foi lançada diversa carga entre a qual se encontravam DVD's com filmes solicitados por Padalka como parte do material de apoio psicológico. Padalka também solicitou o envio de livros de Chekhov. O Progress M-49 transportou também água (420 kg), peças sobressalentes, combustível (880 kg, bem como 510 kg de combustível de reserva), oxigénio (28 kg), ar (20 kg) e outras provisões (num total de 1.200 kg), incluindo alimentos (192 kg em 26 contentores), material para a tripulação, livros com procedimentos técnicos para a tripulação, elementos estruturais (7 contentores para resíduos sólidos, 12 contentores de água e um dispositivo de ligação com capacidade para 133 kg, 35 kg de instrumentação para revitalização atmosférica), cargas para o segmento americano da estação e outro material para a realização de experiências. O peso total da carga transportada era de 2.566 kg, tendo o cargueiro um peso de 7.283 kg no lançamento.

A bordo do Progress M-49 seguiram também novos fatos extraveiculares Orlan-M

A missão ISS-14P era vista como crucial devido à quantidade limitada de água presente a bordo da ISS. Caso a missão fracassasse os dois homens a bordo da estação ficariam



saem água por volta do dia 1 de Agosto e sem alimentos por volta do dia 5 de Agosto (de notar que por esta altura estava previsto o lançamento de um novo cargueiro Progress a 28 de Julho).

O lançamento do Progress M-49 acabou por ter lugar às 1234:23UTC, atingindo a órbita terrestre oito minutos mais tarde, abrindo os seus painéis solares e com todos os sistemas a operar normalmente. O cargueiro ficou colocado numa órbita com um apogeu a 252,0 km de altitude, um perigeu a 193,1 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,66° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 88,65 minutos².

A acoplagem com o módulo Zvezda da ISS teve lugar às 1355UTC do dia 27 de Maio.

Após entrar em órbita terrestre o cargueiro Progress M-49 recebeu a Designação Internacional 2004-019A e o número de catálogo orbital 28261. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

28 de Maio – 11K69 Tsyklon-2

Cosmos 2405

Às 0600UTC do dia 28 de Maio de 2004 a Rússia procedeu ao lançamento do satélite militar Cosmos 2405. O lançamento foi levado a cabo por um foguetão 11K69 Tsyklon-2 a partir do Complexo LC-90 PU-20 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão. O lançamento foi controlado em conjunto pelas Forças Espaciais Russas e pela Agência Espacial Federal Russa.

Lançamento orbital n.º 4.325
Lançamento Rússia n.º 2.709 (62,636%)
Lançamento GIK-5 Baikonur n.º 1.132 (26,173%)



O Cosmos 2405 é um veículo de reconhecimento naval com a designação US-PU desenvolvido pela NPO Yuzhnoye e tendo o número de artigo 17F120. Os satélites 17F120 US-PU são satélites de reconhecimento naval da classe ELINT (*ELectronic INTelligence*). Estes satélites são construídos pelo *KB Arsenal* e tem geralmente um peso de 3.150 kg (no lançamento). O primeiro satélite deste tipo (mais precisamente US-P) foi lançado a 24 de Dezembro de 1974 por um foguetão 11K69 Tsyklon-2 a partir do Complexo LC90 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur, e baptizado Cosmos 699 (7587 1974-103A). Estes satélites são utilizados para determinar a posição das forças navais inimigas através de detecção remota e triangulação das suas emissões electromagnéticas.

O foguetão 11K69 Tsyklon-2

Este foi o 112º lançamento orbital utilizando o 11K69 Tsyklon-2, dos quais somente falharam dois lançamentos (a 25 de Janeiro de 1969, quando falhou a colocação em órbita de um satélite Oceanográfico nuclear US-A, e a 25 de Abril de 1973, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo US-A RORSAT). Assim, o Tsyklon-2 tem uma taxa de sucesso de 99,98%!!!! Verdadeiramente invejável...

O 11K69 Tsyklon-2 é um lançador leve a dois estágios capaz de colocar cargas até 3.200 kg em órbitas terrestres baixas. Desenvolvido pela *NPO Yuzhnoye* e construído pela *NPO Yuzhmash*, em Dnepropetrovsk, o lançador foi desenhado por companhias russas e ucranianas, sendo baseado no míssil balístico intercontinental R-36. o 11K69 Tsyklon-2 foi lançado pela primeira vez em 1968.

O 11K69 Tsyklon-2 é um foguetão a dois estágios que é também conhecido como F-1 (Congresso dos Estados Unidos), SL-11 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos), Scarp (NATO), ou R-36M (Designação do fabricante *NPO Yuzhnoye*). Deriva do míssil balístico 8K69, tendo sido modificado para colocar em órbita armas anti-satélite (ASAT) ou cargas com o seu próprio sistema de propulsão para inserção na órbita final. São construídos pelas oficinas *NPO Yuzhnoye*.



² Na altura do lançamento do Progress M-49 a ISS encontrava-se numa órbita com um apogeu a 385,6 km de altitude, um perigeu a 359,5 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,65° e um período orbital de 91.8 minutos.

É capaz de colocar 3.200 Kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude, desenvolvendo uma força de 253.520 kgf no lançamento. O seu peso total é de 179.560 kg.

O primeiro estágio (11S681) do Tsyklon-2 tem um peso bruto de 125.000 kg, pesando 8.500 kg sem combustível. No vácuo este estágio é capaz de desenvolver uma força de 279.816 kgf, tendo um impulso específico de 298s e um tempo de queima de 124s. O seu comprimento é de 18,6 metros e o seu diâmetro de 3,0 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-251 (de seis câmaras de combustão) que consome N₂O₄ e UDMH (Dimetil Hidrazina Assimétrica).

O segundo estágio (11S682) tem um peso bruto de 48.000 kg, pesando 5.000 kg sem combustível. No vácuo este estágio é capaz de desenvolver uma força de 97.484 kgf, tendo um impulso específico de 318s e um tempo de queima de 140s. O seu comprimento é de 8,3 metros e o seu diâmetro de 3,0 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-252 (de duas câmaras de combustão) que consome N₂O₄ e UDMH (Dimetil Hidrazina Assimétrica).

Fazendo parte da carga a transportar está um estágio que tem um peso bruto de 3.200 kg, pesando 400 kg sem combustível. No vácuo este estágio é capaz de desenvolver uma força de 7.950 kgf, tendo um impulso específico de 317s e um tempo de queima de 112s. O seu comprimento é de 4,0 metros e o seu diâmetro de 2,0 metros. Está equipado com um motor RD-861 que também consome N₂O₄ e UDMH (Dimetil Hidrazina Assimétrica).

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1993-029	28-Abr-93	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2244 (22643 1993-029A)
1993-044	7-Jul-93	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2258 (22709 1993-044A)
1993-060	17-Set-93	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2264 (22808 1993-060A)
1994-072	2-Nov-94	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2293 (23336 1994-072A)
1995-028	8-Jun-95	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2313 (23596 1995-028A)
1995-071	20-Dez-95	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2326 (23748 1995-071A)
1996-069	11-Dez-96	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90L	Cosmos 2335 (24670 1996-069A)
1997-079	9-Dez-97	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90	Cosmos 2347 (25088 1997-079A)
2001-057	21-Dez-01	11K69 Tsyklon-2 (801 45082801)	GIK-5 Baikonur	LC90 PU-20	Cosmos 2383 (27053 2001-057A)
2004-020	28-Mai-04	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur	LC90 PU-20	Cosmos 2405 (28350 2004-020A)

Após entrar em órbita terrestre este satélite recebeu a designação Cosmos 2405, Designação Internacional 2004-020A e o número de catálogo orbital 28350. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.



Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Março e Abril de 2004. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), o perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (°) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *Orbital Information Group* (OIG) da *National Aeronautics and Space Administration*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
16 Abril 119714 / 7905 / 13,3 / 3084,3 (05 de Maio)	0045	2004-011A	28218 Superbird-6	Atlas-2AS (AC-163 'Venessa Hajness')	Cabo Canaveral AFS, SLC-36A	3.100
18 Abril 615 / 600 / 97,7 / 96,8 (05 de Maio)	1559	2004-012A	28220 Shiyang-1 (Tansuo-1)	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-23)	Xichang SLC	204
		2004-012B	28221 Naxing-1			25
19 Abril 370 / 355 / 51,6 / 91,8 (05 de Maio)	0318:57	2004-013A	28228 Soyuz TMA-4 (ISS-8S)	11A511U-FG Soyuz-FG (009)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	7.250
20 Abril 645 / 642 / 90,0 / 97,6 (05 de Maio)	1657:24	2004-014A	28230 Gravity Probe-B (GP-B)	Delta-2 7920-10C (D303)	Vandenberg AFB, SLC-2W	3.314
26 Abril 35731 / 329 / 47,5 / 632,5 (05 de Maio)	2037:00	2004-015A	28234 Ekspress AM-11	8K82K Proton-K DM-2M (410-08 / 14L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	2.600
04 Maio 35796 / 35780 / 0,0 / 1436,1 (14 de Julho)	1242:00	2004-16A	28238 DirecTV-7S	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-21)	Oc. Pacífico – 154° W, Odyssey	5.500
19 Maio 35803 / 35769 / 0,0 / 1436,1 (14 de Julho)	2222	2004-017A	28252 AMC-11	Atlas-2AS (AC-166)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B	2.316
20 Maio 893 / 890 / 99,1 / 102,8	1447:03	2004-018A	28254 RocSat-2	Taurus-XL (T7)	Vandenberg AFB, SLC-576E	760
25 Maio 364 / 356 / 51,6 / 91,7	1234:23	2004-019A	28261 Progress M-49 (ISS-14P)	11A511U Soyuz-U (684)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	7.283
28 Maio 418 / 404 / 65,0 / 92,8	0600	2004-020A	28350 Cosmos 2405	11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90/20	3.150

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Local
16 Abril	2004-011B	28219 Centaur AC-163	Atlas-2AS (AC-163)	Cabo Canaveral, SLC-36B
04 Fevereiro	2002-003D	28237 (Destroço)	H-2A / 202 (TF#2)	Tanegashima, Yoshinubo
04 Maio	2004-016B	28239 Block DM-SL (SL-21)	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-21)	Oceano Pacífico – 154° W, Odyssey
26 Abril	2004-015D	28240 Block DM-2M n.º 14L	8K82K Proton-K DM-2M (410-08 / 14L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
26 Abril	2004-015E	28241 Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (410-08 / 14L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
26 Abril	2004-015F	28242 Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2M (410-08 / 14L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
04 Fevereiro	2002-003E	28243 (Destroço)	H-2A / 202 (TF#2)	Tanegashima, Yoshinubo
11 Março	2003-008D	28244 (Destroço)	Delta-4 Medium / IABS (D296)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
11 Março	2003-008E	28245 (Destroço)	Delta-4 Medium / IABS (D296)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
11 Março	2003-008F	28246 (Destroço)	Delta-4 Medium / IABS (D296)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
11 Março	2003-008G	28247 (Destroço)	Delta-4 Medium / IABS (D296)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
13 Dezembro	1964-083N	28248 (Destroço) Transit 5E-5	Thor Ablestar (427 AB017)	Vandenberg AFB, 75-1-2
08 Junho	1990-050K	28249 (Destroço) USA 59-62	Titan-405A (K-4 (45H-4))	Cabo Canaveral, LC41
08 Junho	1990-050L	28250 (Destroço) USA 59-62	Titan-405A (K-4 (45H-4))	Cabo Canaveral, LC41
13 Maio	1996-029N	28251 (Destroço) USA 119-124	Titan-403A (K-22 (45F-11))	Vandenberg AFB, SLC-4E
19 Maio	2004-017B	28253 Centaur AC-166	Atlas-2AS (AC-166)	Cabo Canaveral, SLC-36B
27 Março	2004-010F	28256 Block DM-2M	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
20 Maio	2004-018B	28255 Pegasus-3	Taurus-XL (T7)	Vandenberg AFB, SLC-576E
10 Janeiro	1989-001R	28257 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (250-02)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
10 Janeiro	1989-001S	28258 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (250-02)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
10 Janeiro	1989-001T	28259 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (250-02)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
10 Janeiro	1989-001U	28260 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (250-02)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
25 Maio	2004-019B	28262 Block-I	11A511U Soyuz-U (684)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
10 Novembro	2000-071D	28263 (Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9,5 (D281)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
31 Março	2003-010D	28264 (Destroço) PAM-D	Delta-2 7925-9,5 (D297)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
10 Junho	1966-052E	28265 (Destroço)	Scout-B (S147C)	Wallops Island, LA3 MkII
04 Julho	1968-055L	28266 (Destroço)	Thor Delta-J (476/D57)	Vandenberg AFB, SLC-2E
13 Outubro	1978-096H	28267 (Destroço) Tiros-N	Atlas-F (29F)	Vandenberg AFB, SLC-3W
14 Junho	1980-050L	28268 (Destroço) Cosmos 1188	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
19 Fevereiro	1981-016K	28269 (Destroço) Cosmos 1247	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
19 Fevereiro	1981-016L	28270 (Destroço) Cosmos 1247	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
29 Junho	1984-069AG	28271 Arrefecedor Cosmos 157911K69	Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Junho	1984-069AH	28272 Arrefecedor Cosmos 157911K69	Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Junho	1984-069AJ	28273 Arrefecedor Cosmos 157911K69	Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Junho	1984-069AK	28274 Arrefecedor Cosmos 157911K69	Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
14 Março	1988-019F	28275 Arrefecedor Cosmos 193211K69	Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
16 Setembro	1988-085CM	28276 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
28 Setembro	1991-068AS	28277 (Destroço)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32
28 Setembro	1991-068AT	28278 (Destroço)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32

28 Outubro	1992-072N	28279	(Destroço)	Ariane-42P+ (V54)	CSG Kourou, ELA-2
28 Outubro	1992-072P	28280	(Destroço)	Ariane-42P+ (V54)	CSG Kourou, ELA-2
25 Março	1993-014J	28281	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014K	28282	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014K	28283	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014M	28284	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014N	28285	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014P	28286	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014Q	28287	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014R	28288	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014S	28289	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014T	28290	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014U	28291	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
25 Março	1993-014V	28292	(Destroço)	15Zh58 Start-1	GNIIP Plesetsk, LC158
31 Outubro	1995-058K	28293	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC45L
28 Novembro	1991-082F	28294	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082G	28295	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082H	28296	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082J	28297	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082K	28298	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082L	28299	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082M	28300	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082N	28301	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082P	28302	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082Q	28303	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082R	28304	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082S	28305	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082T	28306	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082U	28307	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082V	28308	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082W	28309	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082X	28310	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082Y	28311	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082Z	28312	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AA	28313	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AB	28314	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AC	28315	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AD	28316	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AE	28317	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AF	28318	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AG	28319	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AH	28320	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W

28 Novembro	1991-082AJ	28321	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AK	28322	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AL	28323	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AM	28324	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AN	28325	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AP	28326	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AQ	28327	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AR	28328	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AS	28329	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AT	28330	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AU	28331	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AV	28332	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AW	28333	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AX	28334	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AY	28335	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082AZ	28336	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BA	28337	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BB	28338	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BC	28339	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BD	28340	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BE	28341	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BF	28342	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BG	28343	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BH	28344	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BJ	28345	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BK	28346	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BL	28347	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BM	28348	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Novembro	1991-082BN	28349	(Destroço) DMSP 5D-2 F11 Atlas-E (53E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Maio	2004-020B	28350	11S682 11K69 Tsyklon-2	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20

Regressos / Reentradas

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

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

Data	Status	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento	D. Órbita
19 Abr.	Ree.	2004-011B	28219 Centaur AC-163	Atlas-2AS (AC-163)	16 de Abril	Cabo Canaveral, SLC-36A	3
26 Abr.	Ree.	1977-065DY	10389 (Destroço)	Delta-2914 (618/D132)	14 de Julho	Cabo Canaveral, LC17B	9783
03 Mai	Ree.	1997-083B	25111 H-10-3 (V104)	Ariane-42L (V103)	22 de Dezembro	CSG Kourou, ELA-2	2324
04 Mai	Ree.	1985-056N	26914 (Destroço)	Ariane-1 (V14)	02 de Julho	CSG Kourou, ELA-1	6881
06 Mai	Ree.	1970-089V	04825 (Destroço) Cosmos 374	11K69 Tsyklon-2	23 de Outubro	NIIP-5 Baikonur, LC90	12249
06 Mai	Ree.	1996-010A	23794 Raduga-33	8K82K Proton-K DM-2 (383-02)	19 de Fevereiro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	2999
07 Mai.	Ree.	1964-049E	00898 Último estágio	8K78 Molniya (R103-36)	22 de Agosto	NIIP-5 Baikonur	14503
07 Mai.	Ree.	1979-099B	11630 Último estágio	8A92M Vostok	27 de Novembro	NIIP-53 Plesetsk	9658
07 Mai.	Ree.	2001-049GE	27234 (Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.	928
09 Mai.	Ree.	1979-017GX	16564 (Destroço) Solwind (P78-1)	Atlas-F (27F)	24 de Fevereiro	Vandenberg AFB, SLC-3W	9206
11 Mai.	Ree.	2001-049AB	27083 (Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dhawan SC, Sriharikota Isl.	832
15 Mai.	Ree.	2000-065B	26576 Centaur AC-140	Atlas-2A (AC-140)	20 Outubro	Cabo Canaveral, SLC-36A	1303
20 Mai.	Ree.	1987-079AW	27936 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-40	6091
22 Mai.	Ree.	1961-015MH	19639 (Destroço)	Thor Ablestar (315 AB008)	29 Junho	Cabo Canaveral, LC-17B	15668
23 Mai.	Ree.	1964-049T	27862 (Destroço) Cosmos 41	8K78 Molniya (R103-36)	22 Agosto	NIIP-5 Baikonur	14519
25 Mai.	Ree.	1992-072F	25151 (Destroço)	Ariane.42P+ (V54)	28 Outubro	CSG Kourou, ELA-2	4227
26 Mai.	Ree.	1989-001R	28257 (Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (250-02)	10 Janeiro	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	5615
27 Mai.	Ree.	2004-014B	28231 Delta-K (D303)	Delta-2 7920-10C (D303)	20 Abril	Vandenberg AFB, SLC-2W	37
28 Mai.	Ree.	2004-019B	28262 Block-I (684)	11A511U Soyuz-U (684)	25 Maio	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	3
28 Mai.	Ree.	2004-020B	28351 11S682	11K69 Tsyklon-2	28 Maio	GIK-5 Baikonur, LC90 PU-20	0
28 Mai.	Ree.	2000-066B	26579 Block DM-SL	11K77 Zenit-3SL DM-SL	21 Outubro	Oceano Pacífico 154° W, Odyssey	1315
30 Mai.	Ree.	2003-045G	28049 Módulo Orbital Shenzhou-5	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	15 Outubro	Jiuquan	228

Próximos Regressos e Reentradas

Data	Status	Des. Int.	NORAD Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento
------	--------	-----------	------------------	----------	------------	------------------

Não existem cargas principais que deverão reentrar na atmosfera terrestre durante o mês de Junho de 2004.

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Julho de 2004

Data	Lançador	Carga	Local
10 de Julho*	Delta-2 7920-10L (D304)	Aura (EOS CHEM-1)	Vandenberg AFB, SLC-2W
13 de Julho*	Ariane-5G+ (V163)	Anik-F2	CSG Kourou, ELA-3
22 de Julho*	11K65M Kosmos-3M	Cosmos 2407	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
26 de Julho*	CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS	Tan Ce-2	Taiyuan

* Lançamentos já efectuados a quando da edição deste número do Em Órbita.

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

9 de Outubro de 2004	Soyuz TMA-5 / ISS-9S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5	
Sharipov (4); Chiao (4) / Tokarev; McArthur				
6 de Março 2005	STS-114 / ISS-ULF-1	OV-103 Discovery (31)	KSC, LC-39B	Duração 12 dias
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Thomas (4); Lawrence (3); Camarda (1)				
Missão de Socorro	STS-300	OV-104 Atlantis	KSC, LC-39	
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2)				
7 de Maio de 2005	Soyuz TMA-6 / ISS-10S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5	
????; ????; ????;				
?? de Maio de 2005	STS-121 / ISS-ULF-1.1	OV-104 Atlantis (27)	KSC, LC-39B	Duração 11 dias
Lindsey (4); Kelly M. (2); Noriega (3); Fossum (1); ????; ????; ????;				
Missão de Socorro	STS-300	OV-103 Discovery	KSC, LC-39	
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2)				
???? 2005	Shenzhou-6	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6),	Jiuquan	
Zhai (?), Nie (?)				
???? 2005	STS-115 / ISS-12A P3/P4	OV-104 Discovery (32)	KSC, LC-39B	Duração 11 dias
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)				
15 de Novembro de 2005	Soyuz TMA-7 / ISS-11S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5	
????; ????; ????;				
???? 2005	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39	Duração 12 dias
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	
????; ????; ????;				
???? 2006	STS-117 / ISS-13A	OV-105 Endeavour (21)	KSC, LC-39	
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)				
???? 2006	STS-118 / ISS-13A.1	OV-103 Discovery (33)	KSC, LC-39	
Kelly S., Hobaugh, Parazynski, Williams D., Morgan, Nowak				
???? 2006	STS-119 / ISS-15A S6	OV-104 Atlantis (29)	KSC, LC-39	
????, ????; Gernhardt, ????; Vinogradov, Tani, Kondratiyev / Herrington, Yurchikhin, Kotov				
17 de Junho de 2006	Soyuz TMA-8 / ISS-12S	11A511U-FG Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, 17P32-5	
????; ????; ????;				
???? 2006	STS-122 / ISS-10A Node-2	OV-105 Endeavour (22)	KSC, LC-39	
Halsell, Poindexter, Lawrence, Sellers, Foreman, Wilson				

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

Quadro de Lançamentos Suborbitais

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

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

A quase diariamente são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. No futuro poder-se-á criar no **Em Órbita** uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

Data	Hora	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
09 Mar.		S005	?????	Shaheen-2 (Haft-6)	Tilla, Paquistão
17 Mar.	1208	S006		RSM-54 Sineva	Mar de Barents, Sub. Novomoskovsk
27 Mar.	2200	S007	HXLV Hyper-X	B-52/Pegasus	Vandenberg AFB
20 Abr.	1730	S008		Topol-M	GIK-1 Plesetsk
29 Mai.	????	S009		Ghauri	Tilla

20 de Abril – Topol-M

Às 1730UTC do dia 20 de Abril de 2004, as Forças Militares Russas levaram a cabo um teste de um míssil balístico Topol-M a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Este foi o 8º lançamento de um Topol-M desde 1981.

O RS-M2 Topol-M é o equivalente russo ao míssil balístico intercontinental LGM-30 Minutman III dos Estados Unidos. O Topol-M tem um comprimento de 22,7 metros e um diâmetro de 1,95 metros, tendo um peso de 47.200 kg e um alcance de 11.000 km. É um veículo a três estágios que consome combustível sólido e pode ser lançado a partir de silos subterrâneos ou plataformas móveis. O Topol-M constitui a base das forças nucleares estratégicas da Rússia para o Século XXI. A alta sobrevivência das plataformas móveis é atingida



com a capacidade de executar movimentações fora das vias de comunicação (estradas, vias normais de movimentação) que lhe permite uma mudança contínua de localização e o lançamento do míssil a partir de qualquer ponto.

O Topol-M é o primeiro míssil a ser construído na Rússia sem a participação da Ucrânia ou de outras nações da Comunidade de Estados Independentes. O primeiro teste do Topol-M teve lugar a 20 de Dezembro de 1994, com a fase de testes a terminar no ano seguinte. Todos os voos de testes foram bem sucedidos, mas a produção em larga escala não foi iniciada devida à falta de fundos.

O quarto voo teste do Topol-M foi concretizado a 8 de Julho de 1997 a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. O oitavo voo teste teve lugar a 3 de Setembro de 1999, tendo a ogiva atingido o alvo localizado na zona de Kura, na Península de Kamchatka. O décimo teste foi realizado a 10 de Fevereiro de 2000 e outro teste teve lugar a 27 de Setembro de 2000.

Os primeiros Topol-M foram colocados em serviço a Dezembro de 1997 na Divisão de Taman, localizada em Tatischevo – Saratov Oblast.

29 de Maio – Ghauri



No dia 29 de Maio de 2004 as Forças Militares Paquistanesas levaram a cabo o testes de um míssil balístico de alcance intermédio Ghauri.

O Ghauri é um míssil da família de mísseis Scud e é baseado no míssil norte-coreano No Dong. É capaz de transportar uma carga de 700 kg, tendo uma massa total de 14.500 kg. Tem 14,82 m de comprimento e 1,19 m de diâmetro. Em voo atinge um apogeu de 150 km de altitude e tem um alcance máximo de 1.200 km.

Como combustível utiliza propelentes líquidos armazenáveis e o seu sistema de orientação é inercial

Este terá sido o quatro teste do míssil Ghauri após os testes levados a cabo a 6 de Abril de 1998, 14 de Abril de 1999 (0535UTC) e 25 de Maio de 2002 (0430UTC).

Quadro dos próximos Lançamentos Suborbitais

Data	Lançador	Local	Carga
21 de Julho (*)	MX Peacekeeper (Glory Trip -33PA) Área de impacto do GT-33PA será no <i>Reagan Test Site</i> , Atol de Kwajalein.	Vandenberg AFB, LF-02	Ogivas Simuladas
23 de Julho (*)	Minutman-3 (Glory Trip -185GM) Área de impacto do GT-185GM será no <i>Reagan Test Site</i> , Atol de Kwajalein.	Vandenberg AFB, LF-10	Ogivas Simuladas
?? de Julho	Agni-3	Balasure	Ogiva Simulada
?? de Agosto	RS-18	GIK-5 Baikonur	Ogiva Simulada
?? de Setembro	White Knight/SpaceShipOne	Aeroporto Mojave	SpaceShipOne
?? de Setembro	Minutman-3 (Glory Trip -186GM) Área de impacto do GT-186GM será no <i>Reagan Test Site</i> , Atol de Kwajalein.	Vandenberg AFB	Ogivas Simuladas
?? de Setembro	HXLV	Edwards AFB	X-43A-3 (Hyper-X)
?? de Outubro	White Knight/SpaceShipOne	Aeroporto Mojave	SpaceShipOne
?? de ??	Minutman-3 (Glory Trip-184GM) Área de impacto do GT-184GM será no <i>Reagan Test Site</i> , Atol de Kwajalein.	Vandenberg AFB, LF09	Ogiva Simulada
?? de ??	Minutman-2 (OSP/TLV-7)	Kodiak	IFT-15
?? de ??	GMD/BV-Plus (BVT-5)	Vandenberg AFB	EKV

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

Cronologia Astronáutica (XVI)

Por Manuel Montes

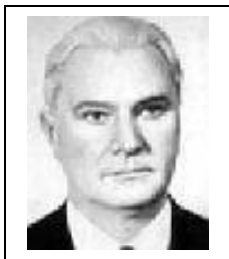
-1904: Georges Melies realiza uma sequela ao seu filme "*Voyage à Travers l'Impossible*", tentando melhora-la a nível técnico e a nível de argumento. Uma série de cientistas desenham um veículo explorador em forma de comboio que possui vagões adaptados a diversos usos (aéreo, submarino, terrestre...). Finalmente, e após várias aventuras, os vagões sobreviventes são unidos a globos. Ascenderão através da atmosfera e acabarão por aterrar na superfície do Sol. Para a volta usarão a única peça que sobra intacta, o submarino, o qual aterrará no nosso planeta utilizando um pára-quadras.

-1904: O russo Ivan Vsevolodovich Meshchersky, apesar de pouco conhecido, realiza boas aproximações à teoria da propulsão por foguetão. Discípulo de Bobylev, adianta-se incluso em algumas áreas a Tsiolkovsky. A sua principal obra

é "Colecção de Problemas de Mecânica Teórica", e ainda permanecem as chamadas leis de Meshchersky no estudo da mecânica celeste.

-17 de Setembro de 1904: Um tal de Henri Graffigny (verdadeiro nome: Raoul Marquis), efectua nesta data uma experiência de aplicação de foguetões sobre aviões. Para tal utiliza um modelo de aeroplano de 50 cm de comprimento e somente 320 g de peso, ao que unirá um pequeno foguetão. O teste efectua-se em Mers, França.

-Inverno de 1905/1906: Hermann Oberth, com somente 11 anos de idade, lê a famosa obra de Júlio Verne, "Da Terra á Lua". Entusiasmado pelas possibilidades do voo espacial, confirma matematicamente os dados de tempo de chegada á Lua e velocidade de escape proporcionados pelo autor, algo destacável para alguém tão jovem. A teoria (e a prática) da viagem ao espaço já não se afastarão nunca mais dele.



-20 de Agosto de 1906: Nasce Valentin Petrovich Glushko (imagem ao lado), pioneiro soviético no desenvolvimento de motores de foguetão de combustível líquido e futuro líder do programa espacial do seu país.

-6 de Setembro de 1906: Apesar de no seu diário encontramos que em Março decidiu que o voo espacial é tecnicamente impossível, Robert H. Goddard acaba preferindo abandonar a sua ideia de utilizar o retrocesso de um canhão. As suas investigações irão ser dirigidas para o uso dos raios do Sol como fonte de energia suplementar, ou para o desenho de um canhão eléctrico, que descarregaria iões. Desta forma, Goddard realiza uma primeira (e primitiva) aproximação ao estudo da propulsão iónica.

-30 de Dezembro de 1906: Nasce em Zhitomir, uma velha povoação da Ucrânia, perto de Kiev, o que será outro dos grandes pais da Cosmonáutica soviética, Sergei Pavlovich Korolev (imagem ao lado). No novo calendário, a data seria 12 de Janeiro de 1907. Korolev irá converter-se na principal força que levará o programa espacial da URSS aos seus primeiros êxitos, incluindo o primeiro satélite artificial e o primeiro homem em órbita. A sua morte precoce privará este país da liderança necessária para vencer a corrida lunar.



-1907: Robert Esnault-Pelterie inicia as suas celebradas investigações na área dos foguetões e da astronáutica.

-1907: O sueco Birkeland, um astrónomo interessado no espaço, ensaia a utilização de oxigénio e hidrogénio no vazio para propulsionar um modelo á escala de um foguetão. É a primeira vez que se leva á prática este tipo de tecnologia.

-23 de Junho de 1907: No diário de F. Tsander aparece finalmente uma referência ao seu interesse pelos voos espaciais. Em concreto, refere-se ao movimento de um veículo movido pela ejeção (reacção) de partículas.

-Janeiro a Outubro de 1907: Os escritos inovadores de Robert Goddard mencionando a utilização de energia atómica e a pressão fotónica para propulsionar foguetões para o espaço não são demasiado bem recebidos pelas revistas. No seu artigo "*On the Possibility of Navigating Interplanetary Space*" o cientista americano ainda não encontrou a solução nos combustíveis líquidos.

-1908: Segundo de Chomón, um realizador de cinema espanhol, realiza um filme intitulado "*Viaje al Planeta Júpiter*", em resposta ao êxito de Melies. O filme descreve uma viagem a este gigante planetário, mas o deslocamento produz-se através de um simples sonho.

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:

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

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.