

Em Órbita



Novos Lançadores Russos

*Ariane 44L (V152) / Intelsat-905
8K82K Proton-K DM-2M / Ekspress-A1R
11K77 Zenit-3SL / Galaxy-3C
15A30 Rockot Briz-KM / IS-2
Titan-23G (G-14) / NOAA-17
11A511U Soyuz-U / Progress M-46*

N.º 16 – Julho de 2002

Em Órbita

Ano 2, N.º 16

12 de Agosto de 2002, Braga – Portugal

O boletim “Em Órbita” está disponível na Internet na página de Astronomia e Voo Espacial www.zenite.nu.

Na Capa: 26 de Junho de 2002. Um foguetão 11A511U Soyuz-U é lançado desde o Complexo 17P32-5 do Cosmódromo de GIK-5 Baikonur, Cazaquistão, com a missão de colocar em órbita o cargueiro Progress M-46 tendo como destino o complexo orbital ISS.

Devido às férias de Verão o próximo “Em Órbita” terá uma versão reduzida e deverá estar disponível a 21 de Agosto. Nesse número estarão disponíveis as crónicas das missões espaciais STS-110 / Atlantis e Soyuz TM-34. Os relatos dos lançamentos não tripulados dos meses de Julho e Agosto serão feitos no número de Setembro que estará disponível no final desse mês.

Errata (ou o ““Em Órbita” também erra”): No n.º 15 do boletim “Em Órbita” é referido que o lançamento orbital que teve lugar a 7 de Maio de 2002 foi o 1.202º lançamento orbital desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Tal não é verdade e este lançamento, 2002-023, foi na realidade o 1.102º lançamento orbital a ter lugar desde GIK-5 Baikonur.

No presente número do “Em Órbita”:

- **Novos Lançadores Russos**
- **Lançamentos não tripulados**
 - 05 de Junho – Ariane 44L (V152) / Intelsat-905
 - 10 de Junho – 8K82K Proton-K DM-2M / Ekspress-A1R
 - 10 de Junho – 11K77 Zenit-3SL DM-SL/ Galaxy-3C
 - 20 de Junho – 15A30 Rockot Briz-KM / (IS-2) Iridium-97; Iridium-98
 - 24 de Junho – Titan 23G (G-14) / NOAA-17
 - 26 de Junho – 11A511U Soyuz-U / Progress M-46
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Julho e Agosto**
- **Lançamentos sub-orbitais**
 - 03 de Junho – MX Peacekeeper (GT-31PA)
 - 06 de Junho – Topol-M (PC-12M2)
 - 07 de Junho – LGM-30G Minutman III (GT-179GM)
- **Quadro de lançamentos suborbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos suborbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Regressos / Reentradas**

No próximo “Em Órbita” não percas:

- As muito adiadas crónicas das missões espaciais **STS-110 OV-104 Atlantis ISS-8A (S0)** e **Soyuz TM-34 (ISS-4S) Marco Polo**.

Novos Lançadores Russos

Com a entrada dos lançadores russos nos mercados de lançamento de satélites internacionais, a Rússia viu-se obrigada a inovar a sua frota de lançadores de satélites. Com os tratados militares de redução de armas estratégicas, a Rússia viu-se com um grande número de veículos que poderiam ser aproveitados para a colocação em órbita de variadas cargas.

Após a queda da União Soviética e nos últimos anos surgiram seis foguetões capazes de colocar em órbita cargas de diferentes dimensões e pesos. Nesses veículos surgiu uma família de lançadores capaz de substituir a maioria dos actuais e clássicos lançadores russos, o Angara.

15A30 Rockot



Em 1994 surge um novo lançador na frota de veículos propulsores espaciais russos, o 15A30 Rockot. Este lançador é baseado no míssil UR-100 desenhado por Vladimir Chelomei, tendo recebido da NATO a designação RS-18 durante a Guerra Fria (o Departamento de Estado dos E.U.A. designava-o SS-19 Mod.1 Stiletto e o fabricante atribuiu-lhe a designação UR-100N).

O Rockot é um lançador a três estágios sendo capaz de desenvolver 157.970 Kgf no lançamento, colocando até 1.850 Kg numa órbita terrestre a 300 Km de altitude. O veículo tem um peso total de 97.170 Kg, um comprimento de 22,0 metros e um diâmetro de 2,5 metros. Ao contrário do que se possa pensar a palavra “rockot” não significa “foguetão” (“raket” em russo) mas sim “estrondo”.

O míssil UR-100N foi adaptado para lançador espacial e deu origem ao 15A30 Rockot. Imagem: Arquivo do autor.

O primeiro estágio UR-100N-1N tem um comprimento de 13,3 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 77.150 Kg, pesando 5.695 Kg sem combustível. Desenvolve 181.373 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um Tq de 121 s. Está equipado com quatro motores RD-0232 que consomem N_2O_4 /UDMH. O RD-0232 foi desenhado por Kosberg e tem uma câmara de combustão.

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

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

O foguetão 15A30 Rockot foi já por várias vezes utilizado. Ao lado vemos os momentos antes do lançamento realizado a 16 de maio de 2000 (2000-026) que colocou em órbita os satélites Simsat-1 e Simsat-2 a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Imagem: Arquivo do autor.



Um total de 360 Rockot foram colocados em silos tanto na Rússia como na Ucrânia, sendo disparados 144 vezes em testes de longo alcance durante a Guerra Fria. Finalizada a Guerra Fria, os fabricantes do Rockot procuraram novas missões para o seu lançador e entraram no mercado internacional do lançamento de satélites. O Rockot acabou por ser o primeiro míssil da Guerra Fria a ser adaptado para missões civis, tendo sido realizados testes sub-orbitais nos anos de 1990 e 1991 a partir do Cosmódromo de Baikonur. A primeira missão que resultou na colocação em órbita dos seus satélites teve lugar em 1994.

Por forma a poder colocar em órbita satélites de 2t foi adaptado um novo terceiro estágio denominado Briz-M. Com um peso de 3t, este é um estágio extremamente versátil capaz de ser reactivado um máximo de seis vezes permitindo assim a colocação em órbita de diferentes satélites em diferentes órbitas.

O Cosmódromo de Baikonur estava equipado com várias plataformas de lançamento para o Rockot, este era lançado de silos subterrâneos o que originava alguns problemas. A circulação do ruído originado pelos motores durante os primeiros segundos da ignição no interior do silo poderia causar graves danos à carga a transportar pelo Rockot. Enquanto que a agência Rosaviakosmos tentava resolver este problema, as autoridades do Cazaquistão exigiram uma parte dos lucros de cada missão do Rockot lançada a partir de Baikonur e em resultado as autoridades russas ameaçaram deslocar todos os lançamentos do Rockot para o Cosmódromo de Plesetsk. Para tal foi iniciada a construção de uma plataforma de lançamento para o Rockot em Plesetsk utilizando uma grande estrutura de serviço. Estas estruturas não são usuais no programa espacial russo no qual os lançadores são montados no interior de grandes edifícios e posteriormente transportados na horizontal até às plataformas de lançamento e aí colocados na vertical. No caso do Rockot em Plesetsk, o lançador é montado por estágios na plataforma de lançamento e posteriormente a carga é colocada sobre os estágios inferiores.

A primeira missão orbital do Rockot a partir de Baikonur teve lugar a 26 de Dezembro de 1994 (0301:19UTC) e resultou na colocação em órbita do satélite RS-15 Radio-ROSTO (23439 1994-085A). O lançamento teve lugar a partir do complexo LC175/59 e foi realizado pelo veículo 15A30 Rockot (n.º 4L). Porém, após a colocação em órbita do satélite deu-se a explosão do terceiro estágio que originou destroços numa órbita a 2.000Km de altitude.

Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
???	08-06-1995	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	1995	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	09-06-1997	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	01-10-1998	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	20-10-1999	GIK-5 Baikonur	LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2000-026	16-05-2000	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	Simsat-1 (26365 00-026A) Simsat-2 (26366 00-26B)
2000-S024	01-11-2000	GIK-5 Baikonur	LC175/2	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S015	27-06-2001	GIK-5 Baikonur	LC132	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S025	26-10-2001	GIK-5 Baikonur	LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2002-012	17-03-2002	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	GRACE-1 (27391 02-012A) GRACE-2 (27392 02-012B)

Um segundo lançamento do 15A30 Rockot teve lugar a 16 de Maio de 2000 (0827:41UTC). Esta missão colocou em órbita os satélites Simsat-1 (26365 2000-026A) e Simsat-2 (26366 2000-026B) a partir do complexo LC133 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk.

Para comercializar o Rockot no mercado internacional foi formada um consórcio entre a empresa estadual russa Khrunichev e a empresa alemã Daimler-Benz Aerospace. No espaço de cinco anos o consórcio havia conseguido uma lista de doze lançamentos havendo encomendado 45 veículos para o seu inventário às forças estratégicas russas. O consórcio seria 2000 parcialmente adquirido pela empresa alemã Astrium GMBH.

15A18 Dnepr

Construído pela empresa NPO Yuzhnoye, o lançador 15A18 Dnepr surge após a conversão dos mísseis SS-18 Mod.3 Satan (Departamento de Defesa dos Estados Unidos), também designados RS-20, Ikar, ou R-36MU (Designação do fabricante "R-36 Voivode"). Este míssil, que pertence à família dos lançadores Tsyklon, começou a ser utilizado em 1974, tendo a sua produção terminado em 1991 e tal como o Rockot, o Dnepr deveria ser disparado numa rápida sucessão a partir de silos subterrâneos. Após a Guerra Fria mais de 150 mísseis encontravam-se disponíveis e os tratados de redução de armamentos previam a sua eliminação total até 2007.

O 15A18 Dnepr é um lançador a três estágios capaz de colocar uma carga de 4.500Kg numa órbita a 200Km de altitude e com uma inclinação de 46,2° em relação ao equador terrestre, ou então uma carga de 3.200Kg numa órbita a 407Km de altitude (altitude média da ISS) com uma inclinação de 50,5°. O lançador desenvolve uma força de 461.000Kgf na ignição e tem um peso total de 268.300Kg. Tem um comprimento de 34,3 metros e um diâmetro de 3,0 metros.



O primeiro estágio R-36M2-1 tem um comprimento de 22,3 metros, um diâmetro de 3,0 metros e um peso bruto de 210.800 Kg, pesando 15.000 Kg sem combustível. Desenvolve 461.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 318s e um Tq de 130s. Está equipado com um motor RD-264 (11D119), desenhado por Valentin Glushko, que consome N₂O₄/UDMH e tem quatro câmaras de combustão.

O segundo estágio R-36M2-2 tem um comprimento de 5,7 metros, um diâmetro de 3,0 metros e um peso bruto de 49.300 Kg, pesando 5.000 Kg sem combustível. Desenvolve 77.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 340s e um Tq de 190s. Está equipado com um motor RD-0255 que consome N₂O₄/UDMH. O RD-0255 foi desenhado por Kosberg.

O terceiro estágio R-36M2-3 tem um comprimento de 1,0 metros, um diâmetro de 3,0 metros e um peso bruto de 8.200 Kg, pesando 2.000 Kg sem combustível. Desenvolve 1.900 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 317s e um Tq de 1000s. Está equipado com um motor principal RD-869 com uma câmara de combustão e consome N₂O₄/UDMH. Este motor foi desenhado por Yangel.

Em Baikonur estavam disponíveis cinco silos para serem utilizados pelo Dnepr que fez o seu primeiro voo de teste em 1998, tendo colocado em órbita o pequeno satélite UoSat-12 em 1999. Em Setembro de 2000 o Dnepr colocava em órbita cinco satélites numa só missão.

Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
???	15-04-1998	GIK-5 Baikonur	???	R-36M2 15A18M	Demonstração
1999-021	21-04-1999	GIK-5 Baikonur	LC109/95	15A18 Dnepr (n.º 6703542509)	UoSat-12 (25693 1999-021A)
2000-057	26-09-2000	GIK-5 Baikonur	LC109/95	15A18 Dnepr	Saudisat-1A (26545 00-057A) Megsat-1 (26546 00-057B) Unisat (25547 00-057C) Tiungsat-1 (26548 00-057D) Saudisat-1B (26549 00-057E)

Kvant

Com o intuito de substituir os lançadores Kosmos e Tsyklon, a RKK Energiya desenvolveu o lançador Kvant que utiliza LOX e querosene como propolentes não tóxicos. O desenvolvimento de um veículo ligeiro estava já programado pelas forças soviéticas desde 1972, mas o seu desenvolvimento foi sendo sucessivamente atrasado devido ao esforço no desenvolvimento do programa militar espacial soviético de combate espacial.

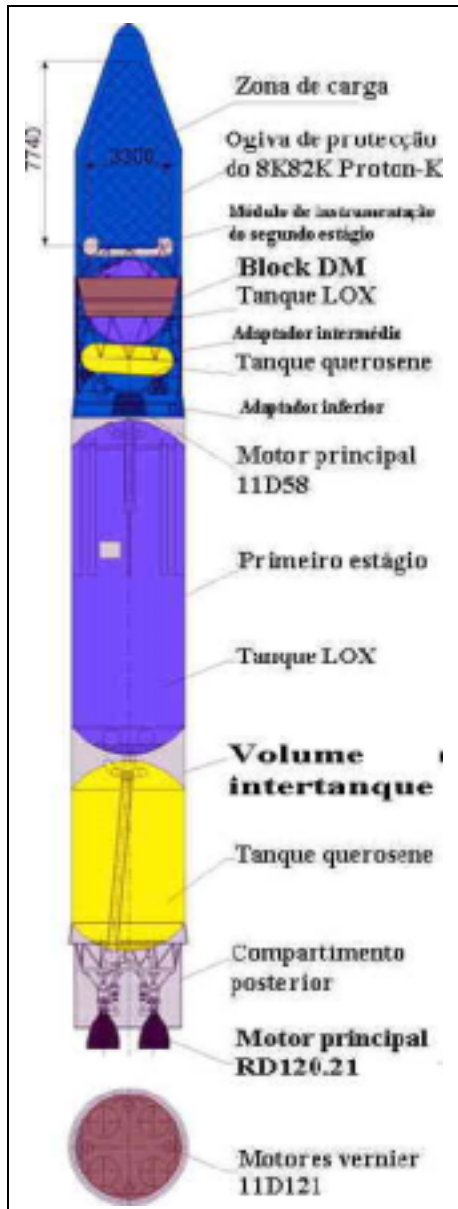
Entre 1994 e 2001 a RKK Energiya tentou comercializar o desenvolvimento do Kvant não tendo no entanto surgido qualquer fonte de apoio financeiro ao projecto.

O Kvant seria um lançador a dois estágios e iria utilizar dois motores RD-0120 modificados no primeiro estágio podendo originar uma força de 291t no lançamento. O segundo estágio seria composto pelo Block-DM (desenvolvido para o Zenit-3).m O lançador seria capaz de colocar 5,2t numa órbita terrestre baixa a partir de Plesetsk, 5,2t a partir de Baikonur, 5,1t a partir de Svobodniy ou então 5,8t a partir de uma plataforma equatorial semelhante à utilizada pelo Zenit-3SL.

Uma versão posterior do Kvant usava quatro motores RD-120.21 juntamente com quatro verniers 11D121. O segundo estágio seria o Block DM-SL desenvolvido para o Zenit-3SL. Esta versão teria um sistema de controlo baseado na plataforma PV-300 de alta frequência e giroestabilizada nos três eixos de orientação utilizando o computador digital Biser-3. A ogiva de protecção da carga seria a mesma utilizada com o Block-DM do lançador 8K82K Proton-K. Nesta

versão o veículo teria um aumento de massa de 275t mas seria capaz de colocar as mesmas cargas em órbita que a versão inicial do Kvant.

O primeiro estágio Kvant teria um comprimento de 23,0 metros, um diâmetro de 3,9 metros e um peso bruto de 210.000 Kg, pesando 15.000 Kg sem combustível. Desenvolveria 328.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 336s e um Tq de 195s. Está equipado com quatro motores RD-120K (RD-123), desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

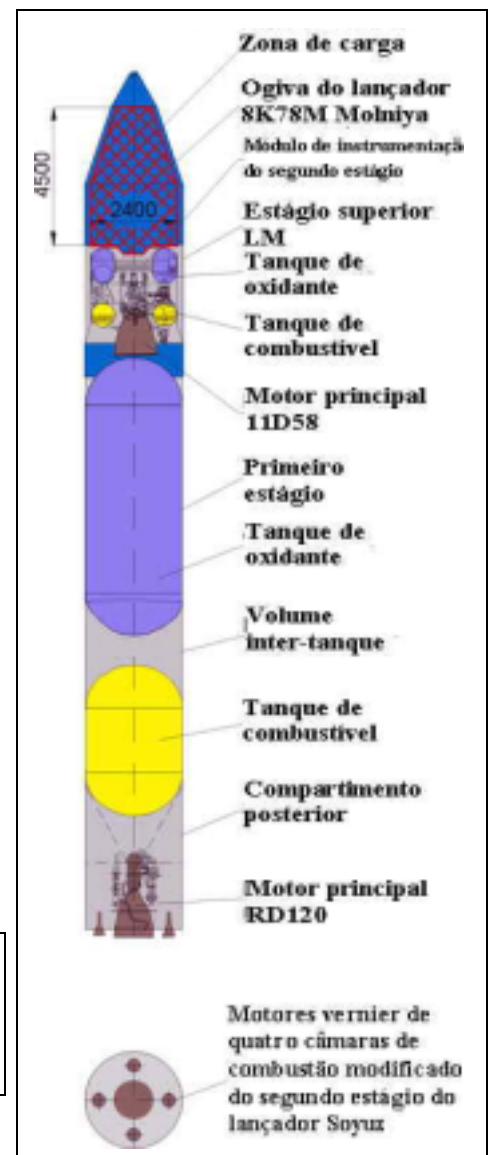


O segundo estágio Zenit-3 tem um comprimento de 5,6 metros, um diâmetro de 3,7 metros e um peso bruto de 17.300 Kg, pesando 2.720 Kg sem combustível. Desenvolve 8.660 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 352s e um Tq de 650s. Está equipado com um motor RD-58M (11D58M) que consome LOX/querosene e que foi desenhado por Serguei Korolev.

Kvant-1

Entre 1996 e 2001 a RKK Energiya levou a cabo estudos de um outro lançador ligeiro, o Kvant-1, baseado em estudos dos mercados internacionais que pareciam indicar a necessidade de um veículo deste tipo.

Os estudos realizados conduziram a um lançador de dois estágios capaz de colocar entre 1,8t a 3,0t em órbita terrestre, consumindo LOX/querosene. O primeiro estágio utilizaria um corpo central baseado no 11A511U Soyuz-U equipado com um único motor RD-120 proveniente do segundo estágio do lançador 11K77 Zenit-2. Este motor seria modificado para poder operar ao nível do mar juntamente com um motor RD-0124 (14D23) adaptado do segundo estágio do lançador Soyuz-U. O sistema de controlo de voo seria baseado no sistema de controlo do veículo espacial Yamal. O Kvant-1 poderia ser lançado a partir das



plataformas utilizadas pelos Soyuz-U e Zenit-2 ou então a partir de uma plataforma de lançamento móvel sobre carris.

O veículo Kvant-1 poderia colocar 1,75t numa órbita terrestre baixa partir de Plesetsk, 1,8t a partir de Baikonur ou então 1,95t a partir de uma plataforma equatorial.

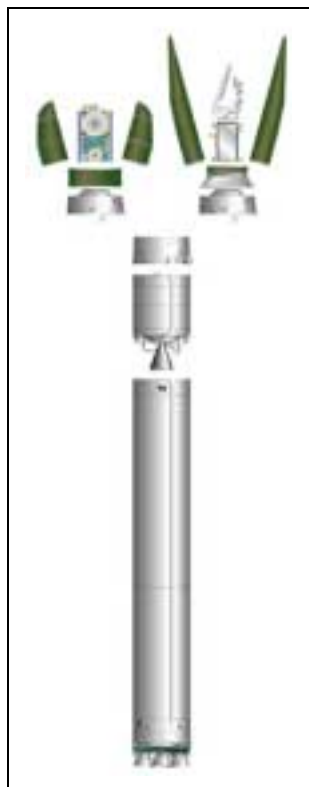
Em cima pode-se ver o esquema do lançador Kvant e ao lado direito o esquema do lançador Kvant-1. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

O primeiro estágio Kvant-1 teria um comprimento de 10,3 metros, um diâmetro de 2,6 metros e um peso bruto de 74.000 Kg, pesando 7.000 Kg sem combustível. Desenvolveria 112.400 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 335s e um Tq de 195s. Está equipado com quatro motores RD-120K (RD-123), desenhado por Valentin Glushko, que consomem LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio Molniya 8K78M-3 tem um comprimento de 3,2 metros, um diâmetro de 2,4 metros e um peso bruto de 6.660 Kg, pesando 1.160 Kg sem combustível. Desenvolve 6.800 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 340s e um Tq de 250s. Está equipado com um motor S1.5400A (11D33M) que consome LOX/querosene e que foi desenhado por Serguei Korolev.

15A35 Strela

Em Janeiro de 1999 a Agência Espacial Russa e o Ministério Russo da Defesa receberam luz verde para o desenvolvimento e construção do complexo de lançamentos para o foguetão Strela. O Strela é baseado no míssil RS-18 SS-19 Mod.1 (UR-100N), pertencendo à família do lançador 15A30 Rockot. No mercado internacional o Strela irá competir directamente com o Pegasus-XL, Taurus e Athena (Estados Unidos), CZ-1D Chang Zheng-1D (China), ASLV (Índia), Shaviyt (Israel) e VLS (Brasil).



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

O primeiro estágio UR-100N-1N tem um peso bruto de 77.150Kg, pesando 5.695Kg sem combustível. Tem um comprimento de 17,2 metros e um diâmetro de 2,5 metros. Desenvolve 181.373 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 310s e um Tq de 121s. Está equipado com quatro motores RD-0232 (15D95), desenhado por Kosberg, que consomem N₂O₄/UDMH e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio UR-100N-1N tem um comprimento de 3,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 12.195 Kg, pesando 1.485 Kg sem combustível. Desenvolve 21.850 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 322s e um Tq de 183s. Está equipado com um motor RD-0235 que consome N₂O₄/UDMH e que foi desenhado por Kosberg.

O Strela será lançado a partir de um silo localizado no Cosmódromo GIK-2 Svobodniy que permite lançamentos para órbitas com inclinações entre os 51°-63° e 90°-98° em relação ao equador terrestre. O local de lançamento do Strela tira partido de silos desactivados ao abrigo dos tratados estratégicos de redução de armamento START que prevêm a redução de 160 para 106 mísseis RS-18.

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

O lançador Strela foi desenhado por forma a manter as características principais dos complexos de mísseis já

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

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

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

O primeiro lançamento orbital do Strela está actualmente programado para ocorrer no final de 2002.

Aurora

O lançador Aurora consiste num veículo lançador e numa unidade de carga. O veículo lançador de três estágios tem um arranjo vertical de dois estágios. O primeiro e o segundo estágios têm um arranjo no qual o eixo longitudinal se

encontra no plano de estabilização do veículo lançador e as saídas dos bocais dos motores dos propulsores laterais se encontram num plano transversal.



Os propulsores do primeiro estágio encontram-se conectados ao segundo estágio através de uma configuração utilizando dois pontos de ligação. O ponto de ligação superior está localizado na zona superior dos propulsores laterais, servindo também para transferir as forças longitudinais e laterais.

Os motores dos propulsores laterais e do corpo central entram em ignição no solo e consomem LOX/querosene. Os propulsores laterais utilizam o motor 14D22 e o segundo estágio utiliza motores NK33.

Representação do lançador Aurora. Facilmente se verifica que o seu desenho é muito semelhante ao do lançador 11A511U Soyuz-U. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

O Aurora será capaz de colocar 11,86t numa órbita a 200Km de altitude com uma inclinação de 11,3°, ou então poderá colocar 4,35t numa órbita de transferência para a órbita geostacionária com um apogeu de 200Km de altitude e um perigeu de 36.000Km de altitude.

Angara

O desenvolvimento de uma nova geração de lançadores russos teve início em 1995. Aprovado pelo Governo Russo em 1994, os primeiros fundos económicos foram atribuídos no ano seguinte. A característica principal deste desenvolvimento por parte da empresa Khrunichev é a criação de várias versões do lançador com diferentes capacidades de carga baseadas num módulo genérico comum para os primeiros estágios do lançadores. Assim, a família de lançadores Angara inclui quatro tipos de veículos, desde os mais ligeiros até lançadores de grande porte com uma capacidade de carga entre as 1,5t e as 30t (órbita terrestre baixa).

O módulo genérico que utiliza como combustíveis a combinação LOX/querosene, é uma estrutura que consiste nos tanques de combustível e oxidante juntos por um anel de junção, e um compartimento dos motores. O desenho deste módulo foi desenvolvido tendo como base técnicas de fabricação existentes na empresa Khrunichev. Cada módulo genérico é equipado com um motor RD-191M que foi desenvolvido tendo como base os motores RD-170 (utilizado no lançador 11K25 Energiya) e RD-171 (utilizado no lançador 11K77 Zenit-2).

Os lançadores ligeiros Angara-1.1 e Angara-1.2 utilizam um único módulo genérico enquanto que o lançador mais pesado da família, o Angara-5A, utiliza cinco módulos genéricos. A possibilidade de serem utilizados somente três módulos genéricos nos veículos 5A também foi considerada. Da mesma forma, é também utilizado o estágio superior Breeze no modelo Angara-1.1, e no veículo Angara-1.2 é utilizado o estágio superior desenvolvido para a nova versão do lançador Soyuz.

A utilização e manutenção dos Angara será feita a partir do Cosmódromo de GIK-1 Plesetsk utilizando estruturas e técnicas desenvolvidas para o lançador Zenit-2. A possibilidade de se executarem lançamentos equatoriais utilizando os Angara está a ser presentemente estudada pela Khrunichev.

Angara-1.1

O Angara-1.1 será um lançador a dois estágios capaz de colocar 2.000Kg numa órbita a 200Km de altitude e com uma inclinação de 63,0° em relação ao equador terrestre. No lançamento desenvolverá uma força de 195.000Kgf, tendo um peso total de 145.000Kg, um comprimento de 34,9 metros e um diâmetro de 3,9 metros.

O primeiro estágio Angara UM tem um peso bruto de 140.000Kg, pesando 10.000Kg sem combustível. Tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio Angara Breeze-M tem um comprimento de 2,6 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 6.565 Kg, pesando 1.600 Kg sem combustível. Desenvolve 2.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 326s e um Tq de 1.000s. Está equipado com um motor S5.98M (14D30) que consome N₂O₄/UDMH e que foi desenhado por Isayev.

De salientar que neste modelo a ogiva de protecção da carga é a mesma que é utilizada no lançador Rocket.

Angara-1.2

O Angara-1.2 é a primeira versão melhorada do Angara-1.1 e será um lançador a dois estágios capaz de colocar 3.700Kg numa órbita a 200Km de altitude e com uma inclinação de 63,0° em relação ao equador terrestre. No lançamento desenvolverá uma força de 195.000Kgf, tendo um peso total de 170.000Kg, um comprimento de 42,9 metros e um diâmetro de 3,9 metros. Este modelo utiliza um estágio superior Block-I melhorado.

O primeiro estágio Angara UM tem um peso bruto de 140.000Kg, pesando 10.000Kg sem combustível. Tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio Angara A-2 tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros e um peso bruto de 25.200 Kg, pesando 2.355 Kg sem combustível. Desenvolve 30.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 359s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-0124 (14D541M) que consome LOX/querosene e que foi desenhado por Kosberg.

Neste lançador a ogiva de protecção da carga é a mesma que é utilizada nos lançadores Proton-K.

Angara-3A

Ao contrário dos Angara-1.1 e Angara-1.2, que são lançadores ligeiros, o Angara-3A é um lançador de capacidade média com dois URM (*Universal Rocket Module*) a flanquear um módulo central. O Angara-3A será um lançador a três estágios capaz de colocar 14.000Kg (a partir de Plesetsk) numa órbita a 200Km de altitude e com uma inclinação de 63,0° em relação ao equador terrestre. Será capaz de colocar 2.500Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 5.500Km e uma inclinação de 25°. Directamente para a órbita geossíncrona poderá lançar 1.000Kg. O Angara-3A será desenvolvido entre 2003 e 2004. No lançamento desenvolverá uma força de 585.000Kgf, tendo um peso total de 478.000Kg, um comprimento de 45,0 metros e um diâmetro de 3,9 metros.

O primeiro estágio, que é composto por dois Angara UM, tem um peso bruto de 140.000Kg, pesando 10.000Kg sem combustível. Tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio Angara UM tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O terceiro estágio Angara A-2 tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros e um peso bruto de 25.200 Kg, pesando 2.355 Kg sem combustível. Desenvolve 30.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 359s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-0124 (14D541M) que consome LOX/querosene e que foi desenhado por Kosberg.

Neste lançador a ogiva de protecção da carga é a mesma que é utilizada nos lançadores Proton-K.

Angara-5A

O Angara-5A é já um lançador de grande capacidade com quatro URM (*Universal Rocket Module*) a flanquear um módulo central e utilizando um estágio superior criogénico. O Angara-5A será um lançador a três estágios capaz de colocar 24.500Kg numa órbita a 200Km de altitude (a partir de Plesetsk) e com uma inclinação de 63,0° em relação ao equador terrestre. Será também capaz de colocar 6.600Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 5.500Km e uma inclinação de 25°. Caso utilize o estágio superior Breeze-M poderá colocar 5.200Kg numa órbita com as mesmas características. Caso o lançamento se dê directamente para a órbita geostacionária, será capaz de colocar 4.000Kg ou 2.800Kg com o estágio Breeze-M. No lançamento terá um peso total de 772.000Kg, e um comprimento de 58,16 metros.

O primeiro estágio, que é composto por quatro Angara UM, tem um peso bruto de 140.000Kg, pesando 10.000Kg sem combustível. Tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio Angara UM tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O terceiro estágio Angara KVRB tem um comprimento de 8,6 metros, um diâmetro de 4,1 metros e um peso bruto de 23.300Kg, pesando 3.500Kg sem combustível. Desenvolve 7.500Kgf no vácuo e tem um Ies de 461s. Está equipado com um motor RD-56M (11D56M / KVD-1M) que consome LOX/querosene e que foi desenhado por Isayev.

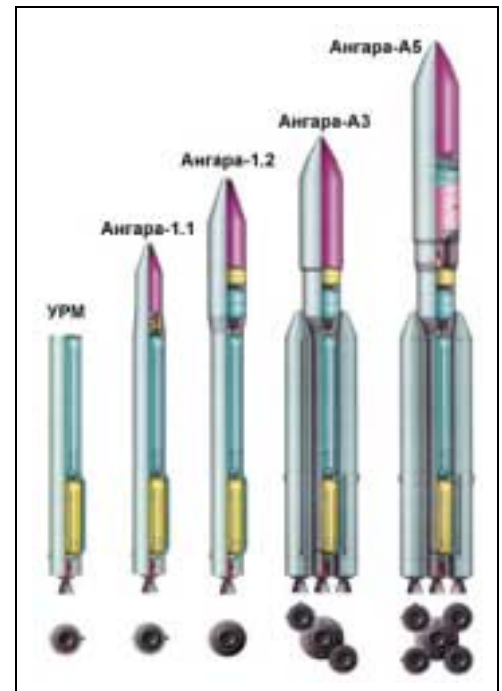
Angara-5UOHM

O Angara-5A é um lançador de grande capacidade com quatro URM (*Universal Rocket Module*) a flanquear um módulo central e utilizando um estágio superior criogénico. O Angara-5UOMH será um lançador a três estágios capaz de colocar 28.500Kg numa órbita a 200Km de altitude (a partir de Plesetsk) e com uma inclinação de 63,0° em relação ao equador terrestre. Será também capaz de colocar 8.000Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 5.500Km e uma inclinação de 25°. Caso o lançamento se dê directamente para a órbita geostacionária, será capaz de colocar 5.000Kg. No lançamento desenvolverá uma força de 975.000Kgf, tendo um peso total de 790.000Kg, um comprimento de 64,0 metros e um diâmetro de 3,9 metros.

O primeiro estágio, que é composto por quatro Angara UM, tem um peso bruto de 140.000Kg, pesando 10.000Kg sem combustível. Tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão.

O segundo estágio Angara UM tem um comprimento de 25,0 metros e um diâmetro de 2,9 metros. Desenvolve 213.600Kgf no vácuo, tendo um Ies de 338s e um Tq de 300s. Está equipado com um motor RD-191, desenhado por Valentin Glushko, que consome LOX/querosene e tem uma câmara de combustão. Este estágio utiliza o designado módulo UOHM (*Unified Oxygen Hydrogen Module*).

O terceiro estágio Angara KVRB tem um comprimento de 8,6 metros, um diâmetro de 4,1 metros e um peso bruto de 23.300Kg, pesando 3.500Kg sem combustível. Desenvolve 7.500Kgf no vácuo e tem um Ies de 461s. Está equipado com um motor RD-56M (11D56M / KVD-1M) que consome LOX/querosene e que foi desenhado por Isayev.



Lançadores a partir de submarinos

Para lá do arsenal de mísseis desactivados com que a Rússia ficou depois dos tratados de desarmamento, existem também os mísseis lançados a partir de submarinos que podem ser utilizados para colocar satélites em órbita. O lançamento de satélites utilizando este método tem inúmeras vantagens que, para além de ser uma maneira de se utilizarem as centenas de mísseis disponíveis e de se manterem ocupados os marinheiros russos, permite o lançamento a partir de qualquer latitude marítima no planeta utilizando “plataformas” já disponíveis. O acesso directo a qualquer órbita, especialmente às órbitas equatoriais, é assim facilitado.

Várias versões destes lançadores a combustível sólido ficaram disponíveis e deram entrada no mercado internacional do lançamento de satélites. Destes podem-se referir o Riksha, Vysota, Priboi, Shtill, Skif, Surf, Rif-MA e o Volna.

Riksha

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia, o Riksha será capaz de colocar 1.700Kg numa órbita a 200Km de altitude ou então 1.160Kg numa órbita a 1.000Km de altitude. Pouco mais se sabe acerca deste lançador, além de que a sua tecnologia é baseada nos SLBM.

4K75 Vysota

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-29D (SS-N-8 Sawfly; RSM-40), o Vysota será capaz de colocar 120Kg numa órbita a 200Km de altitude. A principal utilização deste lançador poderá ser nos voos sub-orbitais podendo transportar cargas de 0,7m³ em voos parabólicos com 30m a 55m de gravidade zero. O Vysota pode lançar cargas de 115Kg a uma altitude de 5,2Km ou então 1.150Kg a 200Km de altitude.

Foi pela primeira vez lançado em teste terrestre no dia 21 de Junho de 1969 e em teste marítimo no dia 25 de Dezembro de 1971, tendo entrado ao serviço da Marinha Soviética em meados de 1973.

3M40 Volna

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-29R (SS-N-18 Stingray; RSM-50), o Volna será capaz de colocar 120Kg numa órbita a 200Km de altitude. A principal utilização deste lançador poderá ser nos voos sub-orbitais podendo transportar cargas de 1,3m³ em voos parabólicos. O Volna pode lançar cargas de 115Kg a uma altitude de 3,0Km ou então 1.250Kg a 200Km de altitude. O Volna tem sido utilizado para testar o dispositivo IRDT e será utilizado para colocar em órbita o satélite Cosmos-1 da Planetary Society.

RSM-52 Priboy/Surf

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-39 (SS-N-20 Sturgeon), o Priboy será capaz de colocar 2.400Kg numa órbita a 200Km de altitude.



O míssil RSM-40 (SS-N-8 Sawfly ou R-29D) serviu de base para o desenvolvimento do lançador espacial 4K75 Vysota.
Imagem: arquivo fotográfico do autor.

RSM-54 Shtil-2/2N

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-29RM (SS-N-23 Skiff; RSM-54), o Shtil-2/2N possui uma ogiva especial para o transporte dos satélites a colocar em órbita.

O Shtil-2/2N tem um comprimento de 18,4 metros e um peso de 40.000Kg, sendo capaz de desenvolver 82.500Kgf no lançamento. Tem capacidade para colocar 430Kg numa órbita a 200Km e altitude ou então 185Kg numa órbita a 700Km de altitude.

RSM-54 Shtil-3N

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-29RM (SS-N-23 Skiff; RSM-54), o Shtil-3N possui um novo terceiro estágio e um quarto estágio adicional. O Shtil-3N tem um peso de 46.000Kg no lançamento e é capaz de colocar 410Kg numa órbita a 200Km e altitude ou então 220Kg numa órbita a 700Km de altitude.

Um míssil R-29R (SS-N-18 Stingray; RSM-50) é introduzido num submarino. Este míssil serviu de base para o desenvolvimento do foguetão 3M40 Volna.
Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

Este lançador utiliza o primeiro estágio do míssil SS-N-20 Sturgeon juntamente com o SS-N-23 Skif.

3M37 Skiff

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-29RM (SS-N-23 Skiff; RSM-54), o Skiff será capaz de colocar 400Kg numa órbita a 200Km de altitude.

RSM-54 Shtil-1/1N

Desenvolvido pelas oficinas de Mashinostroenia e baseado no R-29RM (SS-N-23 Skiff; RSM-54), o Shtil-1/1N foi o primeiro foguetão a colocar um satélite em órbita após ser lançado a partir de um submarino.

O Shtil-1/1N tem um comprimento de 14,8 metros e um peso de 40.000Kg, sendo capaz de desenvolver 82.500Kgf no lançamento. Tem capacidade para colocar 430Kg numa órbita a 200Km e altitude ou então 185Kg numa órbita a 700Km de altitude.



Rif-MA e Shtil-3A

As oficinas de desenho e pesquisa de Makeyev também propuseram o desenvolvimento do sistema Aerokosmos que lançaria os foguetões a partir de aviões de grande porte já em altitude. Dois destes foguetões são o Rif-MA e o Shtil-3A.

Utilizando os aviões de carga Iliushin Il-76MD, Antonov An-124 ou Antonov An-225, os lançadores seriam transportados no interior do avião, largados em altitude e retardados por pára-quedas antes da ignição do primeiro estágio.

O Rif-MA é baseado no míssil R-39 (RSM-52 SS-N-20) e é lançado a partir de um avião Antonov An-124. Será capaz de colocar 1.500Kg numa órbita a 200Km de altitude ou então 950Kg numa órbita a 700Km de altitude.

O Shtil-3A, com um peso de 46.000Kg, teria a capacidade de colocar uma carga de 950Kg numa órbita terrestre baixa a 200Km de altitude ou então 620Kg numa órbita a 400Km de altitude.

Um diferente conceito surgiu em 1991 quando as oficinas de Raduga, baseadas em Moscovo, propuseram a utilização do bombardeiro estratégico Tupolev Tu-160 para transportar o míssil Burlak na parte inferior da sua fuselagem até elevadas altitudes (13.500 metros) e velocidade (Mach 1.7) onde seria largado.

No seu desenho original o Burlak tinha uma capacidade de colocar uma carga de 700Kg em órbitas equatoriais, no entanto melhoramentos feitos em 1992 aumentaram essa capacidade para os 1.100Kg. Posteriormente a Agência Espacial Alemã, DARA, entrou no projecto que passou a ser denominado Diana-Burlak e no qual o lançador seria transportado pelo Concorde.

Este poderia então ser considerado um lançador a três estágios. O primeiro estágio, Tupolev Tu-160, tem um peso bruto de 205.442Kg, pesando 99.773Kg sem combustível. Tem um comprimento de 53,4 metros e um diâmetro de 13,7 metros e uma envergadura de 54,0 metros. Desenvolve 54.420Kgf no vácuo, tendo um Ies de 1.980s e um Tq de 58.000s. Está equipado com quatro motores NK-231, desenhados por Kuznetsov, que consomem Ar/querosene e têm uma câmara de combustão cada.



Os lançadores 3M37 Skiff e RSM-54 Shtil, são baseados no míssil R-29RM (SS-N-23 Skiff; RSM-54). Imagem: arquivo fotográfico do autor.

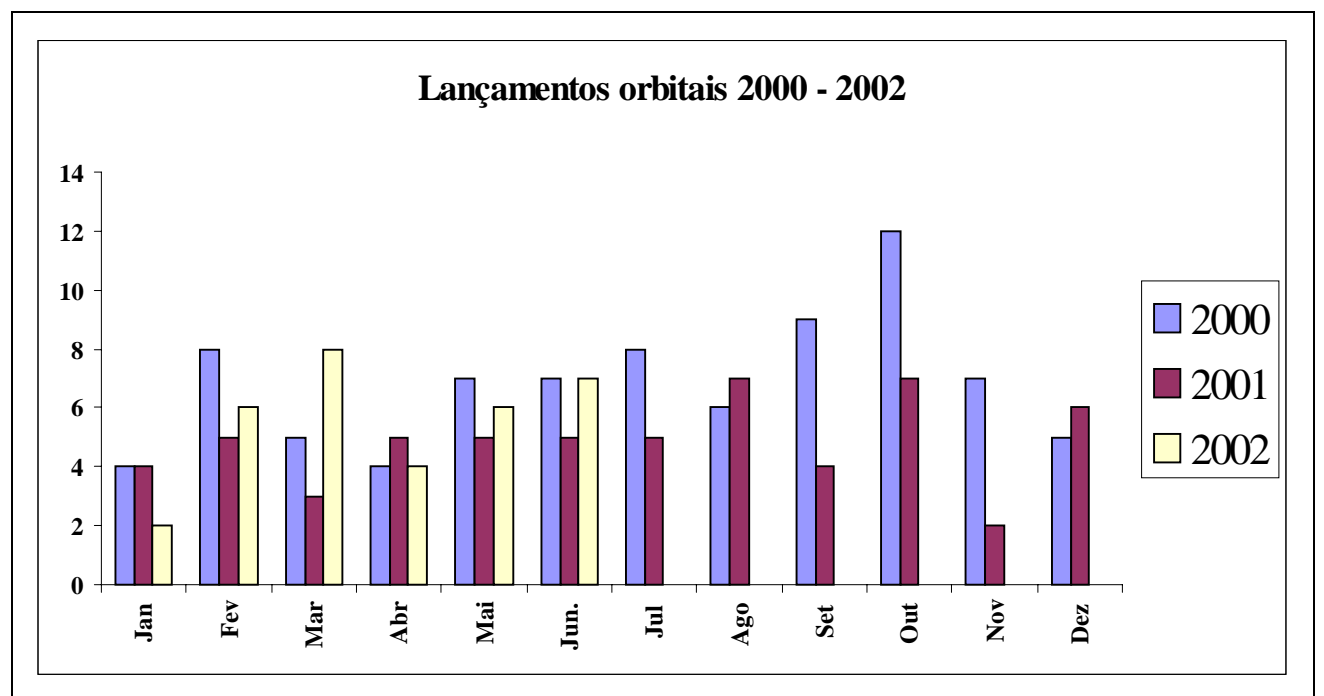
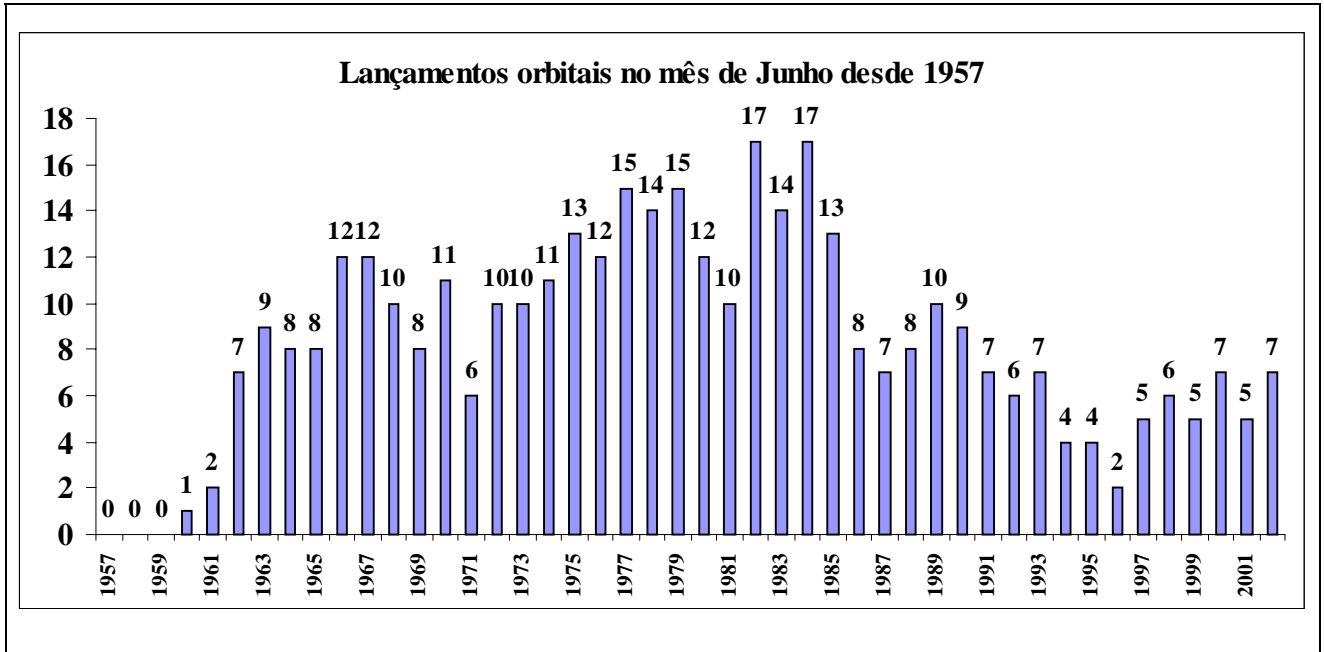


O segundo estágio Burlak-1 tem um comprimento de 10,5 metros, um diâmetro de 1,6 metros e uma envergadura de 1,9 metros, tendo um peso bruto de 18.000Kg e pesando 1.800Kg sem combustível. Desenvolve 36.500Kgf no vácuo, tendo um Ies de 140s e um Tq de 320s. Está equipado com um motor Burlak que consome N_2O_4 /UDMH.

O terceiro estágio Burlak-2 tem um comprimento de 5,5 metros e um diâmetro de 1,6 metros, tendo um peso bruto de 9.400Kg e pesando 900Kg sem combustível. Desenvolve 10.000Kgf no vácuo, tendo um Ies de 330s e um Tq de 275s. Está equipado com um motor Burlak que consome N_2O_4 /UDMH.

Lançamentos não tripulados

Em Junho registaram-se 7 lançamentos orbitais sendo um deles tripulado. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Junho foram realizados 4.219 lançamentos orbitais, 384 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,102% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,694% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (260 lançamentos que correspondem a 6,163% do total).



05 de Junho – Ariane 44L (V152) / Intelsat-905

O 27º lançamento orbital de 2002 foi realizado pela *Arianespace* com a colocação em órbita do satélite Intelsat-905 por um foguetão Ariane 44L. O lançamento ocorreu desde a plataforma ELA-2 do Complexo Espacial de Kourou, na Guiana Francesa, América do Sul. Este foi o 149º lançamento orbital a ter lugar desde Kourou e o 7º a ter lugar em 2002.



O satélite Intelsat-905 (27438 2002-027A) no edifício de processamento e integração em Kourou. São visíveis os dois componentes da ogiva do Ariane 44L que protegeram o satélite na fase inicial do lançamento. Imagem: Arianespace.

Os preparativos para a sétima missão da *Arianespace* em 2002 foram iniciados em Kourou a 25 de Abril com a colocação do primeiro estágio do Ariane na plataforma móvel de lançamento, dentro do edifício de montagem. O segundo estágio foi colocado sobre o primeiro estágio no dia 26 de Abril. Os propulsores laterais de combustível líquido foram montados no primeiro estágio entre os dias 29 de Abril e 6 de Maio, altura em que o terceiro estágio foi colocado sobre os anteriores. Entretanto, a carga a transportar pelo Ariane, o último satélite da série Intelsat-IX, chegava a Kourou no dia 2 de Maio, sendo transportado para o edifício de preparação S1B. O abastecimento do Intelsat-905 foi iniciado a 14 de Maio. O lançador foi transportado para a plataforma ELA-2 no dia 22 de Maio. O transporte do lançador é feito utilizando uma plataforma móvel rebocada por um veículo de fabrico alemão.

Após ser abastecido com o combustível necessário para as manobras orbitais, o satélite foi colocado no interior da ogiva do Ariane no dia 27 de Maio e transportado a plataforma ELA-2

no dia seguinte, tendo os trabalhos de colocação sobre o terceiro estágio do Ariane terminado no dia 31 de Maio. Um ensaio dos procedimentos a levar a cabo durante o lançamento teve lugar no dia 30 de Maio e a revisão de prontidão para o lançamento realizada no dia 31 deu luz verde para o lançamento. O abastecimento dos três estágios do Ariane bem como dos seus propulsores laterais teve lugar a 3 de Junho.

Esta foi a 152ª missão de um lançador Ariane, o 113º voo de um Ariane 4, a 71ª missão consecutiva com sucesso para a família Ariane 4 desde 1995 e a 37ª missão de um Ariane 44L.

Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
V116	Ariane 44L (485)	26-02-1999	22:44:00	Arabsat 3A (99-9A/25638); Skynet 4E (99-9B/25639)
V125	Ariane 44L (493)	22-12-1999	0:50:00	Galaxy 11 (99-71A/26038)
V136	Ariane 44L (4101)	21-11-2000	23:56:00	Anik F1 (00-76A/26624)
V139	Ariane 44L (4103)	07-02-2001	23:06:00	Sircal 1 (01-05A/26694); Skynet 4F (01-05B/26695)
V141	Ariane 44L (4104)	09-06-2001	6:45:00	Intelsat 901 (01-024A/26824)
V143	Ariane 44L (4105)	30-08-2001	6:46:00	Intelsat 902 (01-039A/26900)
V148	Ariane 44L (4109)	23-02-2002	6:59:00	Intelsat-904 (02-007A/27380)
V149	Ariane 44L (4110)	29-03-2002	1:29:00	JCSat-8 (02-015A/27399); Astra-3A (02-015B/27400)
V150	Ariane 44L (4111)	16-04-2002	23:02:00	NSS-7 (2002-019A/27414)
V152	Ariane 44L (4113)	05-06-2002	6:44:00	Intelsat-905 (02-027A/27438)

O Ariane 44L tem um peso de 470.000Kg, um comprimento de 58,4 metros e um diâmetro de 3,8 metros. É capaz de colocar uma carga de 4.250Kg numa órbita de transferência para a órbita geostacionária a 36.000Km de altitude. O primeiro lançamento desta versão, 44L, teve lugar a 5 de Junho de 1989 quando na missão V31 colocou em órbita os satélites Superbird A (20040 1989-041A) e DFS Kopernicus-1 (20041 1989-041B). Já foram lançados 36 Ariane 44L, dos quais somente um falhou a 20 de Fevereiro de 1990 na missão V36 não colocando em órbita os satélites BS-2X e Superbird-B. Assim, o Ariane 44L tem uma taxa de sucesso de 97,22%.

O primeiro estágio L-220 Ariane 4-1 tem um peso bruto de 243.575Kg e um peso de 17.515Kg sem combustível. Os seus quatro motores Viking-2B (cada um com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 776Kg, um diâmetro de 1,0 metros e um comprimento de 2,9 metros) desenvolvem uma força de 309.400Kgf no vácuo, tendo (Tq) de 205s e um impulso específico (Ies) de 278s. O motor Viking-2B utiliza como combustível N_2O_4 e UDMH (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 248s). Tem uma envergadura de 8,3 metros, um comprimento de 23,6 metros e um diâmetro de 3,8 metros.

Os quatro propulsores laterais a combustível líquido L-36 Ariane-4L têm um peso bruto cada um de 43.772Kg e um peso de 4.493Kg sem combustível. Cada propulsor está equipado com um único motor Viking-5C (com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 776Kg, um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 2,9 metros) que desenvolve uma força de 76.683Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima (Tq) de 142s e um impulso específico (Ies) de 278s. O motor Viking-5C utiliza como combustível N_2O_4 e UDMH (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 248s). Têm uma envergadura de 2,2 metros, um comprimento de 19,0 metros e um diâmetro de 2,2 metros.

O segundo estágio L-33B Ariane 2-2 tem um peso bruto de 37.130Kg e um peso de 3.625Kg sem combustível. O seu único motor Viking-4B (cada com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 850Kg, um diâmetro de 2,6 metros e um comprimento de 3,5 metros) desenvolve uma força de 82.087Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima (Tq) de 125s e um impulso específico (Ies) de 296s. O motor Viking-4B também utiliza como combustível N_2O_4 e UDMH (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 210s). Tem uma envergadura de 2,6 metros, um comprimento de 11,5 metros e um diâmetro de 2,6 metros.

O terceiro estágio H-10+ Ariane 4-3 tem um peso bruto de 12.310Kg e um peso de 1.570Kg sem combustível. O seu único motor HM7-B (cada com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 155Kg, um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento de 2,0 metros) desenvolve uma força de 6.394Kgf no vácuo, tendo um tempo de queima (Tq) de 759s e um impulso específico (Ies) de 446s. O motor HM7-B utiliza como combustível LOX e LH_2 (impulso específico ao nível do mar – Ies-nm – de 310s). Tem uma envergadura de 2,7 metros, um comprimento de 11,9 metros e um diâmetro de 2,7 metros.

Após esta missão somente restam três lançadores Ariane 4 para serem utilizados.

Às 0401UTC do dia 5 de Junho já se havia iniciado o abastecimento do terceiro estágio do Ariane 44L com oxigénio e hidrogénio líquidos. Esta operação terminou por volta das 0644UTC.

Às 0634UTC (T-10m) tudo se encontrava a postos para o lançamento e no Centro de Controlo Júpiter, em Kourou, todos os sinais davam luz verde para a continuação da contagem decrescente. A T-7m (0637UTC) todas as condições estavam reunidas para o lançamento, incluindo as condições atmosféricas. A T-6m (0638UTC) dava-se início à sequência sincronizada de lançamento. A partir desta altura a contagem decrescente é controlada por computador e decorre de forma automática. Dois computadores principais controlam as acções sendo um dos aparelhos é responsável pelo processamento dos fluídos e propelentes a bordo do Ariane e o outro controla a preparação dos sistemas eléctricos que iniciam o programa de voo, a activação dos sistemas de orientação dos motores e a transferência de energia das fontes externas para as baterias do lançador.

Às 0640UTC (T-4m) a equipa de controlo encontrava-se a monitorizar o enchimento final dos depósitos de oxigénio e hidrogénio líquidos do terceiro estágio do Ariane. Isto acontece devido ao facto de que tanto o oxigénio como o hidrogénio líquido vão-se evaporando naturalmente o que leva à necessidade de se reabastecer constantemente os depósitos criogénicos. A pressurização do depósito de oxigénio líquido deu-se às 0642UTC (T-2m) e no minuto seguinte o equipamento a bordo do Ariane iniciava a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia.

A T-9s (0644UTC) era libertada a plataforma inercial do lançador e a T-5s (0644UTC) deu-se a recolha dos dois braços que fornecem os combustíveis criogénicos e a ignição dá-se às 0644UTC (T=0) e nos 2,8s seguintes os computadores verificaram a performance dos motores do primeiro estágio antes de entrarem em ignição os quatro



Nesta imagem é visível o Ariane 44L utilizado na missão V152 já colocado na plataforma de lançamento ELA-2. Imagem: Arianespace.

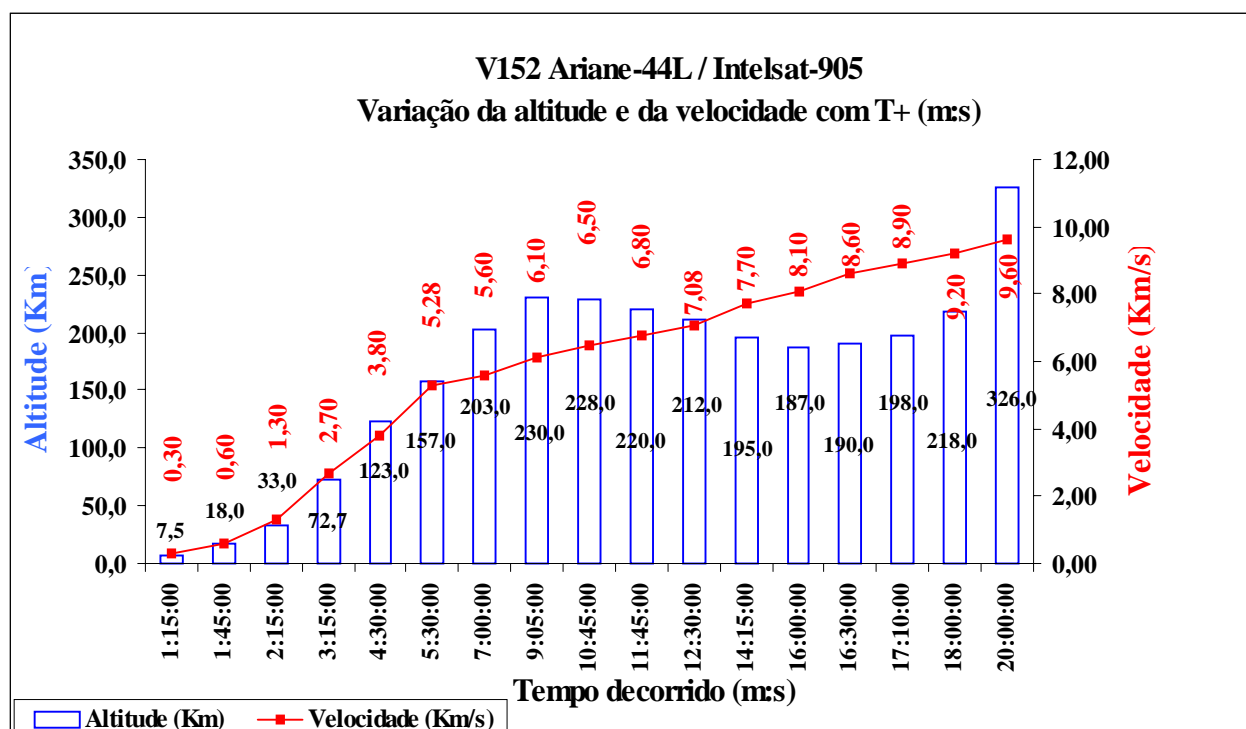
propulsores laterais de combustível líquido, o que acaba por acontecer a T+4,2s. Os dispositivos que seguravam o foguetão à plataforma ELA-2 são abertos entre T+4,4s e T+4,6s.

O lançador rapidamente se afastou da plataforma de lançamento e a T+30s o Ariane já se havia colocado numa trajectória em direcção a Este sobre o Oceano Atlântico. A T+75s (0645UTC UTC) o Ariane atingia os 7,5Km de altitude, a uma velocidade de 0,3Km/s. A T+2m45s (0646UTC) foi concluída a separação dos quatro propulsores líquidos que auxiliaram os quatro motores do primeiro estágio na fase inicial do voo. Os propulsores acabaram por cair no Oceano Atlântico enquanto os motores do primeiro estágio continuavam a sua queima. A T+3m35s (0647UTC) deu-se a separação do primeiro estágio após o fim da queima dos seus motores. A ignição do segundo estágio tem lugar 10s mais tarde. A T+4m30s (0648UTC) separou-se a ogiva de protecção do Intelsat-905, agora desnecessária, a uma altitude de 123Km e a uma velocidade de 3,8Km/s. A ogiva de protecção utilizada no Ariane-4 é fabricada pela empresa suíça *Contraves*. Neste lançamento a ogiva tinha um comprimento de 10,6 metros. A separação do segundo estágio ocorre às 0650UTC (T+6m) e a ignição do estágio criogénico ocorre logo depois.

A estação de rastreio localizada na Ilha de Ascensão começa a captar os sinais do Ariane a T+12m30s (0656UTC). Por seu lado, a estação de rastreio localizada em Libreville, África, começa a captar os sinais do Ariane a T+18m (0702UTC). A confirmação do fim, da queima do terceiro estágio dá-se às 0703UTC (T+19m30s) tendo-se atingido a órbita terrestre.

De seguida o último estágio do Ariane iniciou uma série de manobras por forma a orientar o Intelsat antes da sua separação que acaba por ocorrer às 0705UTC (T+21m8s). O Intelsat-905 foi colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com os seguintes parâmetros: apogeu 35.964Km, perigeu 200,1Km e inclinação de 6,98° em relação ao equador terrestre. Utilizando os seus sistemas de propulsão elevou-se posteriormente para uma órbita geossíncrona a 35.887Km de altitude, ficando colocado sobre o Oceano Atlântico a 24,5° Oeste de longitude sobre o equador.

O satélite Intelsat-905, baseado no modelo FS-1300, foi construído pela *Space Systems/Loral* e tinha um peso de 4.713Kg no lançamento. Estando equipado com um conjunto de painéis solares com aproximadamente 30 metros de comprimento, o Intelsat-905 terá um período de vida útil de 13 anos. As operações comerciais do satélite iniciaram-se a 18 de Julho após uma série exaustiva de testes e verificações em órbita. Para levar a cabo as operações na órbita geossíncrona o Intelsat-905 está equipado com 76 repetidores em banda-C e 22 repetidores em banda-Ku. O satélite irá servir o Médio Oriente, África, a América do Norte e América do Sul, e a Europa.



No gráfico pode-se ver a evolução da velocidade e da altitude do Ariane 44L. Nesta representação é facilmente visível a perda de altitude do lançador por forma a ganhar velocidade tirando partido da perda de energia potencial.

Curiosamente, a localização do Intelsat-905 (24,5° Oeste ou 335,5° Este) é a mesma utilizada pelo primeiro satélite de comunicações comercial, o Early Bird / Intelsat-1 F-1 (01317 1965-028A) lançado a 6 de Abril de 1965 por um foguetão Thor Delta D (426/D30) a partir do Complexo de Lançamentos 17A de Cabo Canaveral.

Nome	Desig. Int.	Des. Int.	Data Lançamento	Veículo Lançador	Local Lançamento
Intelsat-901	2001-024A	26824	09-Jun-01	Ariane 44L (V141)	CSG, Kourou ELA-2
Intelsat-902	2001-039A	26900	30-Ago-01	Ariane 44L (V143)	CSG, Kourou ELA-2
Intelsat-904	2002-007A	27380	23-Fev-02	Ariane 44L (V148)	CSG, Kourou ELA-2
Intelsat-903	2002-016A	27403	30-Mar-02	8K82K Proton-K DM3 (406-01)	GIK-5 Baikonur, LC81-23
Intelsat-905	2002-027A	27438	02-Jun-02	Ariane 44L (V152)	CSG, Kourou ELA-2



5 de Junho de 2002. Às 0644UTC dava-se o lançamento do foguetão Ariane 44L que na missão V152 colocaria na órbita geostacionária o satélite de telecomunicações Intelsat-905. Imagem: Arianespace.

O Intelsat-905 irá substituir o satélite Intelsat-603, Intelsat-6 F-3, (20523 1990-021A) que acabou por ser colocado a 178° Este. De recordar que a missão do Intelsat-603 foi salva pelo vaivém espacial OV-105 Endeavour no seu voo inaugural (STS-49) que teve lugar entre 7 e 16 de Maio de 1992. Nesta missão foi colocado um novo motor no Intelsat que o ajudou a chegar à órbita geossíncrona. No seu lançamento, decorrido a 14 de Março de 1990, o motor de propulsão final do satélite não funcionou devidamente tendo-o deixado numa órbita inútil.

O Intelsat-905 recebeu a Designação Internacional 2002-027A e o número de catálogo orbital 27438. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

10 de Junho – 8K82K Proton-K DM-2M / Ekspress-A1R

O venerável Proton-K marcou o 28º lançamento orbital de 2002 e o 1.103º lançamento orbital desde o Cosmódromo de GIK-5 Baikonur. O lançamento teve lugar desde a Plataforma 24 do Complexo de Lançamentos 81 e foi também a 293ª missão para um lançador Proton. O lançamento teve lugar às 0114:15UTC.

O 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios que é sem dúvida a locomotiva espacial da Rússia, sendo o seu lançador mais potente disponível. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton demonstra uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais.

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

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

Utilizando o estágio Block DM-2M (11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-2M tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460Kg. É capaz de colocar uma carga de 2.500Kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100Kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM-2M (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

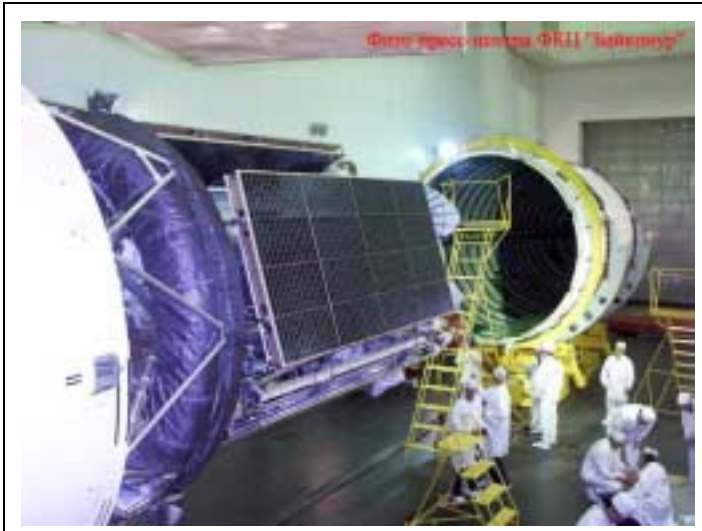
O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 Kg, pesando 31.100 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de

267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 Kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem $N_2O_4/UDMH$ e foram desenhados por Valentin Glushko.



Esta sequência de imagens representa a fase final de preparação do satélite Ekspress-A n.º 4 e a sua colocação na ogiva do foguetão lançador 8K82K Proton-K. Imagens: Rosaviakosmos.

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



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



O quarto estágio, 11S861-01 (Block DM-2M), tem um peso bruto de 18.650 Kg e uma massa de 2.650 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 Kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 Kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 Kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Uma versão deste motor chegou a ser desenvolvida como motor de orientação orbital para o vaivém espacial Buran.

As versões comerciais do Block DM-2M (11S861-01), foram desenvolvidas como o Block DM3, com o adaptador Saab para colocação em

órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo Hughes HS-601, e como Block DM4 para lançamento para a

órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo FS-1300. Este estágio possui uma unidade independente de orientação e foi originalmente desenvolvido para colocar em órbita geossíncrona veículos militares. O estágio tem a capacidade de colocar em órbita carga mais pesadas do que o estágio 11S861 ao utilizar como combustível um tipo de querosene de alta performance conhecido como Sintin.

O primeiro lançamento do 8K82K Proton-K DM-2M teve lugar a 20 de Janeiro de 1994, quando o veículo 358-02 DM-2M n.º 13L colocou em órbita o satélite de comunicações Gals (22963 1994-002A). Desde o seu primeiro lançamento já foram utilizados 12 veículos deste tipo e todos os lançamentos foram levados a cabo com sucesso.

Data	Lançamento	N.º Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
06-Set-1999	1999-047	388-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Yamal-101 (1999-047A / 25896) Yamal-102 (1999-047B / 25897)
12-Mar-2000	2000-013	399-01	GIK-5 Baikonur	LC200/39	Ekspress-6A (2000-013A / 26098)
17-Abr-2000	2000-019	397-01	GIK-5 Baikonur	LC200/39	Sesat (2000-019A / 26243)
24-Ago-2001	2001-037		GIK-5 Baikonur	LC81-24 (81R)	Cosmos 2379 (2001-037A / 26892)
10-Jun-2002	2002-029		GIK-5 Baikonur	LC200L	Ekspress-A1R (2002-029A / 27441)



O satélite Ekspress-A1R (Ekspress-A n.º 4) é o terceiro e último veículo da série Ekspress-A a ser colocado em órbita, e servirá para substituir o satélite Ekspress-A1 (Ekspress-A n.º1) que foi destruído a 27 de Outubro de 1999 a quando de um acidente no lançamento (1616UTC) do foguetão 8K82K Proton-K DM-2 (386-02) a partir da plataforma LC200/39 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

O Ekspress-A1R está equipado com 12 repetidores em banda-C e cinco repetidores em banda-Ku que servirão para retransmitir sinais de televisão e rádio, bem como telefonia móvel, transmissão de dados, videoconferência e Internet de alta velocidade.



Os satélites Ekspress-A (11F639) são construídos pela NPO-PM (Associação de Mecânica Aplicada e de Produção Científica de Reshetnev; *NPO-PM Prikladnoy Mekhaniki*), em Krasnoyarsk, e a *Alcatel Space*, França, forneceu parte do sistema de retransmissão. Com um peso de 2.600 Kg, o Ekspress-A1R terá uma vida útil mínima de sete anos e representa um esforço por parte da Companhia de

O foguetão 8K82K Proton-K DM-2M aguarda o lançamento na plataforma LC200L do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. O lançamento teve lugar às 0114:15UTC do dia 10 de Junho de 2002. Imagens: Risaviakosmos.



Comunicações por Satélite da Rússia (CCSR), *Kosmicheskaya Svyaz*, para renovar o sistema de comunicações por satélite deste país que já não consegue aguentar o tráfego de comunicações da Rússia e dos países vizinhos. Os serviços do Ekspress-A1R serão utilizados pela CCSR e pela organização Intersputnik, dividindo assim as capacidades do satélite entre o governo russo e clientes civis. De salientar que a NPO-PM foi estabelecida em 4 de Junho de 1959 na então cidade secreta de Zheleznogorsk e tinha como objectivo o desenvolvimento de satélites artificiais, tendo desenvolvido desde então mais de 40 tipos diferentes de veículos.

Um nova geração de satélites, o Ekspress-AM, encontra-se já em desenvolvimento e deverá ser lançada entre 2004-2007.

O Ekspress-A1R separou-se do Block DM-2M às 0758UTC e ficou colocado na órbita geostacionária a 36.000 Km de altitude, a 40° Este de longitude. No entanto antes de ocupar a sua posição foi necessário se proceder a correcções na trajectória balística do satélite. Estas correcções foram necessárias para corrigir uma pequena falha na ignição do último estágio do lançador.

O Ekspress-A1R recebeu a Designação Internacional 2002-029A e o número de catálogo orbital 27441. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".



10 de Junho – 11K77 Zenit-3SL DM-SL / Galaxy-3C

O dia 15 de Junho marcou o 30º lançamento orbital de 2002 e o 7º lançamento orbital desde a plataforma flutuante Odyssey localizada no Oceano Pacífico. O lançamento, que colocou numa órbita geostacionária o satélite Galaxy-3C, teve lugar às 2239:30UTC e a plataforma estava localizada sobre o equador terrestre a 154° de longitude Oeste. Este lançamento foi conduzido pelo consórcio Sea Launch, com Sede em Long Beach – Califórnia, e que agrupa as empresas aeroespaciais Boeing (Estados Unidos), S. P. Korolev RSC Energiya (Rússia), PO Yuzhmashzavod / Yangel SDO Yuzhnoye (Ucrânia) e o Grupo Kvaerner Invest Norge AS (Anglo-Norueguês).

O lançador utilizado foi o 11K77 Zenit-3SL. Este lançador, também designado J-1 (Designação Sheldom) ou SL-16 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos e NATO), pertence à família dos lançadores Energiya e foi desenvolvido, na sua versão original como 11K77 Zenit-2, para servir como substituto dos lançadores derivados a partir de mísseis balísticos intercontinentais utilizados desde os anos 60.

Porém, e sendo construído na Ucrânia, com a desintegração da União Soviética a planeada produção em grande escala deste lançador foi cancelada e o seu futuro ameaçado com o investimento feito na família de lançadores Angara.

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

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

Uma versão do seu primeiro estágio foi utilizada como propulsor lateral do potente 11K25 Energiya, entretanto abandonado. Foram construídas duas plataformas em GIK-5 Baikonur, mas outras plataforma 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 8º lançamento do 11K77 Zenit-3SL dos quais somente um fracassou, tendo assim uma taxa de sucesso de 87,50%. O primeiro lançamento do Zenit-3SL ocorreu a 28 de Março de 1999 (0129:59UTC) tendo colocado em órbita o satélite DemoSat (25661 1999-014A). Por outro lado, o primeiro fracasso teve lugar no seu terceiro lançamento ocorrido a 12 de Março de 2000 (1449:15UTC) quando falhou o lançamento do satélite ICO F-1.

O 11K77 Zenit-3SL desenvolve uma força de 740.000Kgf 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-quedas.

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	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1999-014	28-Mar-99	1:29:59	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	DemoSat
1999-056	10-Out-99	3:28:00	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	DirecTV-1R
2000-F02	12-Mar-00	14:49:15	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	ICO F-1
2000-043	28-Jul-00	22:42:00	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	PAS-9
2000-066	21-Out-00	5:52:00	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Thuraya-1
2001-012	18-Mar-01	22:33:30	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-2 Rock
2001-018	08-Mai-01	22:10:29	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-1 Roll
2002-030	15-Jun-02	22:39:30	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Galaxy-3C



Nesta imagem é visível a verdadeira dimensão dos painéis solares do satélite Galaxy-3C (27445 2002-030A) colocado em órbita no dia 15 de Junho de 2002. Imagem: Boeing.

Neste lançamento foi colocado em órbita o satélite Galaxy-3C com um peso de 4.853 Kg e baseado no modelo Boeing 702, estando prevista a sua utilização durante 15 anos. Este satélite, o oitavo na família Boeing 702, possui dois painéis solares que no total têm um comprimento de 47,9 metros, comparável à envergadura das asas de um avião comercial Boeing 767, e está equipado com 24 repetidores em banda-C e 54 repetidores em banda-Ku que serão utilizados para retransmitir serviços de voz, dados e televisão, para clientes nos Estados Unidos e América Latina. Outros utilizadores dos serviços do Galaxy-3C serão a *Chevron*, *Verestar Inc.*, *HBO*, *China Central TV*, *Hughes Network Systems*, *MicroSpace* e *Scientific Atlanta*. O Galaxy-3C substituiu o satélite Galaxy-3R (23741 1995-069A), colocado em órbita a 15 de Dezembro de 1995 por um foguetão Atlas IIA (AC-120) a partir de Cabo Canaveral (LC36A), na posição a 95° de longitude Oeste sobre o equador perto das Ilhas Galápagos. O Galaxy-3C tornou-se no 22° veículo na frota global de comunicações da *PanAmSat*, com Sede em Wilton, Connecticut.

O atraso registado no lançamento do Galaxy-3C deveu-se ao facto de se terem registados problemas com um dispositivo abordo de outros satélites da série 702 já em órbita. Estes dispositivos, um sistema de estruturas de concentração nos painéis solares que foram desenhadas para aumentar o desempenho dos painéis solares, tem a tendência para perder as suas capacidades ópticas causando assim uma diminuição na quantidade de energia gerada

pelos painéis. Em resultado deste problema, a *Boeing* decidiu remover os concentradores dos seus satélites colocando um quinto painel em casa asa dos painéis solares. Esta tarefa foi realizada em outros quinze satélites já encomendados à *Boeing* para além do Galaxy-3C.

O processamento para esta missão teve início a 29 de Abril com a chegada do Galaxy-3C a Long Beach, sendo de imediato transportada para o edifício de processamento onde foi submetida a uma verificação técnica, seguido do seu abastecimento e colocação no interior da ogiva de protecção do veículo lançador. Após se ter declarado que o satélite estava pronto para o lançamento, toda a unidade da carga (satélite, ogiva do Zenit e adaptador de carga) foram transportados a 19 de Maio do edifício de processamento para o navio *Sea Launch Commander* que actua como centro de controlo e zona de integração.

O lançador Zenit-3SL foi transferido do *Sea Launch Commander* para a plataforma de lançamento *Odyssey* a 28 de Maio e no dia seguinte o foguetão foi transportado para a zona de lançamento na plataforma para se verificar o funcionamento do mecanismo de elevação do lançador.

A plataforma de lançamento *Odyssey* saiu do seu porto de abrigo situado em Long Beach, Califórnia, no dia 31 de Maio, seguido três dias mais tarde pelo ACS – *Assembly and Command Ship, Sea Launch Commander*, que se juntou à plataforma a 7 de Junho e ambos chegaram à localização a partir da qual se executou o lançamento no Oceano Pacífico, no dia 11 de Junho, estando ancorados a 154° de longitude Oeste sobre o equador e a 2.253 Km a Sudoeste do Havai. Logo após a chegada os tanques de balastro da plataforma de lançamento foram cheios de água por forma a assegurar a estabilidade da estrutura. A contagem decrescente para o lançamento foi iniciada a 12 de Junho, sendo o lançador transportado para a zona de lançamento no dia 14 de Junho e colocado na posição vertical.

Às 2045UTC do dia 15 de Junho já se procedia ao abastecimento do propelente Querosene e do LOX. Nesta altura a plataforma já se encontrava sem qualquer técnico a bordo, sendo todo o pessoal transferido para o *Sea Launch Commander* localizado a 5,63 Km de distância. A janela de lançamento disponível para este missão era de 44 minutos sendo a hora preferencial para o lançamento às 2239:30UTC (na abertura da janela de lançamento).

Às 2222UTC (T-17m) procedeu-se à retracção do braço de transporte e elevação do lançador. Este braço é utilizado para transportar e elevar o foguetão lançador a partir do hangar até à zona de lançamento na plataforma *Odyssey*. Após a separação do braço, este é recolhido para o interior do hangar e as portas deste fechadas o que ocorre às 2235UTC (T-4m).



O abastecimento do lançador e do Block DM-SL terminou às 2224UTC (T-15m). Nesta fase milhares de litros de água do mar estão a ser bombeadas para o interior dos depósitos de estabilização da plataforma *Odyssey* ajudando assim à sua estabilização.

As verificações finais são realizadas de forma automática às 2228UTC (T-11m). Nesta altura um helicóptero da *Sea Launch* verifica que a área em torno da zona de

O 30º lançamento orbital de 2002 tinha lugar a 15 de Junho de 2002 a partir de uma plataforma flutuante situada no Oceano Pacífico. A bordo do 11K77 Zenit-3 DM-SL seguia o satélite Galaxy-3C. Imagem: *Sea Launch*.



O galaxy-3C pronto para ser colocado no seu lançador. É visível a forma como os grandes painéis solares são colocados armazenados contra o corpo do satélite. Imagem: SPACE.com/Sea Launch TV.

lançamento está livre de embarcações. A T-2m (2237UTC) inicia-se a preparação do motor RD-171 para a ignição e a T-1m (2238UTC) o Galaxy-3C inicia a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia.

Às 2239:29UTC dá-se a ignição do motor RD-171 do primeiro estágio do Zenit-3SL e rapidamente o lançador abandona a plataforma de lançamento. A T+20s (2239:49UTC) o Zenit inicia uma manobra por forma a se colocar na trajectória ideal. A T+70s (2240:39UTC) o foguetão atravessa a zona de maior pressão dinâmica, Max-Q, com o controlo de voo a confirmar um bom desempenho do lançador. A potência dos motores é diminuída a T+2m (2241:29UTC) para diminuir as cargas dinâmicas sobre o Zenit.

A separação do primeiro estágio dá-se às 2242UTC após o final da queima do seu motor. O estágio acabaria por impactar no Oceano Pacífico a 800 Km de distância da plataforma Odyssey. Entretanto confirmava-se a ignição do motor do segundo estágio e a T+4m (2243UTC) dava-se a separação da ogiva de protecção do Galaxy. A ogiva iria cair no Pacífico a uma distância de aproximadamente 1.000 Km da plataforma de lançamento. Nesta altura o sistema de satélite da NASA *Tracking and Data Relay Satellite System* já havia captado os sinais de telemetria do estágio superior do Zenit-3SL.

A confirmação do final da queima do segundo estágio chegou às 2247UTC (T+7m30s). A separação do segundo estágio deu-se às 2248UTC após o final da queima dos motores vernier. O segundo estágio caiu no Oceano Pacífico a 4.500 Km da plataforma Odyssey. A confirmação da ignição do Block DM-SL chega às 2248UTC (T+9m), sendo esta a primeira queima deste estágio que termina às 2252UTC (T+13m8s) tendo sido atingida uma órbita preliminar. A segunda ignição do estágio DM-SL teve início às 2324UTC (T+44m34s) e durou 6m30s até às 2330UTC.

A T+45m (2324UTC) o Block DM-SL e o Galaxy-3C aproximavam-se da costa Oeste de África sobre o equador e a T+51m20s (2330UTC) dava-se o final desta segunda queima com a desactivação do motor 11D58M. A separação do Galaxy-3C deu-se às 2341UTC (T+61m) tendo os controladores de voo conseguido contactar com o satélite às 0005UTC do dia 16 de Junho. O Galaxy-3C ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com os seguintes parâmetros: apogeu 41.440 Km, perigeu 361 Km e inclinação orbital de 0° em relação ao equador terrestre. O satélite utilizou posteriormente os seus meios de propulsão próprios por forma a elevar o perigeu da sua órbita até à altitude geossíncrona a 36.000 Km de altitude.

O Galaxy-3C recebeu a Designação Internacional 2002-030A e o número de catálogo 27445. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

20 de Junho – 15A30 Rockot Briz-KM / (IS-2) Iridium-97; Iridium-98



O lançamento de mais dois satélites da rede de comunicações móveis Iridium, constituiu o 31º lançamento orbital de 2002. Esta missão, designada IS-2, foi realizada a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk (LC133) por um foguetão 15A30 Rockot Briz-KM, utilizado pela empresa *Eurockot Launch Services*, com Sede em Bremen, Alemanha. Este foi o 1.475º lançamento orbital realizado a partir do Cosmódromo de GIK-1 Plesetsk e o 5º lançamento orbital em 2002.

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

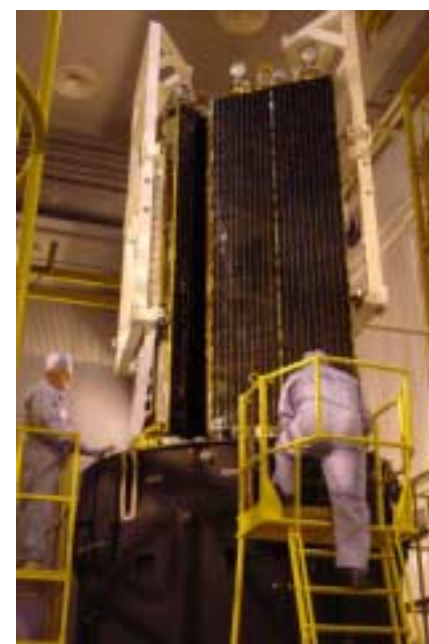
O Rockot é um lançador a três estágios sendo capaz de desenvolver 157.970 Kgf no lançamento, colocando até 1.850 Kg numa órbita terrestre a 300 Km de altitude. O veículo tem um peso total de 97.170 Kg, um comprimento de 22,0 metros e um diâmetro de 2,5 metros.

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

O segundo estágio UR-100N-2N tem um comprimento de 2,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 12.195 Kg, pesando 1.485 Kg sem combustível. Desenvolve 21.850 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 322 s e um Tq de 155 s. Está equipado com um motor RD-0235 que consome N₂O₄/UDMH. O RD-0232 foi desenhado por Kosberg e tem uma câmara de combustão, sendo capaz de desenvolver 24.473 Kgf no vácuo (Ies de 320 s). Este motor é baseado no motor RD-0217, mas possui um escape maior para operar a grandes altitudes. Este estágio possui ainda quatro motores vernier que continuam em operação por 19 s após o fim da queima do motor principal.

Por fim, o terceiro estágio Breeze-KM tem um comprimento de 2,9 metros, um diâmetro de 2,5 metros e um peso bruto de 6.665 Kg, pesando 1.700 Kg sem combustível. Desenvolve 2.000 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 800 s. Está equipado com um motor principal S5.98M com quatro motores vernier 11D458 e doze vernier 17D58E que consomem N₂O₄/UDMH. O S5.98M pode ser reactivado oito vezes e é capaz de gerar um impulso de 2.000.000 Kgf/s (com um impulso mínimo de 2.500 Kgf/s). O tempo máximo de queima é de 1.000 s e o mínimo é de 1 s, sendo o tempo entre as queimas de 15 s e 5 h.

Preparação dos satélites Iridium-97 e Iridium-98 no Cosmódromo GIK-1 Plesetsk antes de serem introduzidos na ogiva do lançador Rokot. Imagem: Eurockot.



Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
???	1995	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	09-06-1997	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	01-10-1998	GIK-5 Baikonur	???	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
???	20-10-1999	GIK-5 Baikonur	LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2000-026	16-05-2000	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	Simsat-1 (26365 00-026A) Simsat-2 (26366 00-26B)
2000-S024	01-11-2000	GIK-5 Baikonur	LC175/2	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S015	27-06-2001	GIK-5 Baikonur	LC132	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2001-S025	26-10-2001	GIK-5 Baikonur	LC175	RS-18 (UR-100NU 15A35)	P&D
2002-012	17-03-2002	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	GRACE-1 (27391 02-012A) GRACE-2 (27392 02-012B)
2002-031	20-06-2002	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rokot / Breeze-KM	Iridium-97 (27450 02-031A) Iridium-98 (27451 02-031B)



O sistema Iridium utiliza a banda-L por forma a manter uma rede de comunicações móvel terrestre. Os satélites Iridium são estabilizados nos seus três eixos através de um sistema de propulsão utilizando hidrazina, possuindo cada satélite dois painéis solares capazes de se orientarem num eixo. Cada satélite possui 48 canais de comunicação e utiliza a banda-Ka para comunicações entre os veículos do sistema em órbita e para as comunicações com os comandos terrestres.

O transporte da ogiva do Rockot é uma das últimas fases na montagem do lançador que nesta altura já tem os seus estágios inferiores na plataforma de lançamento. Na imagem é também visível a cobertura térmica que controla a temperatura no interior da ogiva. Imagem: Eurockot.



Os primeiros satélites da rede Iridium (Iridium-4 a 8; 24792 a 24796 1997-20A a E) foram colocados em órbita no dia 5 de Maio de 1997 por um foguetão Delta-2 7920-10C (D242), a partir do SLC-2W da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. De todos os satélites Iridium já colocados em órbita, 60 foram lançados em 12 voos de foguetões Delta-2, 21 satélites foram lançados por 3 foguetões 8K82K Proton-K e 12 satélites foram lançados por 6 foguetões CZ-2D Chang Zheng-2D, tendo agora o 15A30 Rockot lançado mais dois veículos.

Os dois satélites lançados a 20 de Junho servirão de veículos suplentes em órbita terrestre juntando-se a doze outros com as mesmas funções. A *Iridium Satellite LLC* fornece serviços de voz e dados com uma completa cobertura do globo terrestre, através de uma constelação de 66 satélites primários colocados em órbita terrestre em grupos de onze veículos. Este serviço é indispensável para indústrias marítimas, aviação emergência governamentais e militares, além dos serviços de emergência humanitária, minas, vigilância florestal e indústria do petróleo. Em Dezembro de 2000 a *Iridium Satellite LLC* adquiriu as acções da *Iridium LLC*, incluindo a constelação de satélites em órbita terrestre, rede terrestre e todo o capital da empresa que se encontrava na falência por falta de utilizadores do sistema.

20 de Junho de 2002. Uma relíquia da Guerra Fria adaptada no lançador espacial 15A30 Rockot, colocou em órbita dois satélites de telecomunicações móveis para a rede Iridium a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Imagem: Eurockot.

A ignição dos motores do primeiro estágio do Rockot dava-se às 0933:29UTC e rapidamente o veículo se afastou da plataforma em Plesetsk.

Os dois satélites foram colocados numa órbita circular a 650 Km de altitude e com uma inclinação de 86,6° em relação ao equador terrestre.

O satélite Iridium-97 recebeu a Designação Internacional 2002-031A e o número de catálogo orbital 27450, enquanto que o Iridium-98 recebeu a Designação Internacional 2002-031B e o número de catálogo orbital 27451. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

24 de Junho – Titan 23G (G-14) / NOAA-17

Um foguetão Titan-23G realizou o 32º lançamento orbital de 2002 ao colocar em órbita um satélite meteorológico da NOAA – *National Oceanic and Atmospheric Administration*. O lançamento teve lugar desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, sendo este o 564º lançamento desde aí realizado e o 3º no corrente ano. A ignição teve lugar às 1823:03,656UTC e o lançamento deu-se desde o *Space Launch Complex 4*, Plataforma W.

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

O Titan-2 serviu de míssil balístico intercontinental e foi utilizado para colocar em órbita as capsulas tripuladas do Programa Gemini entre 1964 e 1966. Após a sua utilização como ICBM nos anos 80 foi reconvertido para lançador espacial pela *Martin Marietta Astronautics Group*. A conversão dos Titan-2 para lançadores espaciais envolveu a modificação da estrutura frontal do segundo estágio por forma a acomodar a carga a transportar; a fabricação de uma nova ogiva com um diâmetro de 3 metros, mas com vários comprimentos e diferentes adaptadores de carga; a reconversão dos motores a combustível líquido, a modernização dos sistemas de inércia e o desenvolvimento de novos sistemas de comando, destruição e telemetria; a modificação da plataforma West do *Space Launch Complex-4* por forma a albergar os lançamentos; e a realização da integração da carga no lançador.

A desactivação dos mísseis Titan-2 foi iniciada em Julho de 1982 e completa em Junho de 1987. Os mísseis estão armazenados na Base Aérea de Davis-Monthan, Arizona. No total, foram construídos mais de 140 Titan-2.

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

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

Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
1989-072	06-Set-89	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-2)	USA-45 SBWASS-R2 (20220 1989-072A)
1992-023	25-Abr-92	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-3)	USA-81 SBWASS-R3 (21949 1992-023A)
1993-F04	05-Out-93	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-5)	Landsat-6
1994-004	25-Jan-94	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-11)	Clementine-1 (22973 1994-004A) ISA (22987 1994-004C)
1997-012	04-Abr-97	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-6)	DMSP 5D-2 F-14 (24753 1997-012A)
1998-030	13-Mai-98	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G12)	NOAA-15 (25338 1998-030A)
1999-034	20-Jun-99	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-7)	QuikScat (25789 1999-034A)
1999-067	12-Dez-99	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-8)	DMSP 5D-3 F-15 (25991 1999-067A)
2000-055	21-Set-00	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-13)	NOAA-16 (26536 2000-055A)
2002-032	24-Jun-02	Vandenberg, AFB	SLC-4W	Titan-23G (G-14)	NOAA-17 (27453 2002-032A)

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

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

O segundo estágio Titan 2-2 tem um comprimento de 7,9 metros, um diâmetro de 3,1 metros e um peso bruto de 28.939 Kg, pesando 2.404 Kg sem combustível. Desenvolve 45.359 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s e um Tq de 180 s. Está equipado com um motor LR-91-7 (também designados AJ23-135) que consome N₂O₄/Aerozine-50. O LR-

91-7 é construído pela *Aerofjet* e tem uma câmara de combustão, pesando 565 Kg, desenvolvendo uma força de 45.359 Kgf (vácuo) e tendo um Ies de 160 s.

O satélite NOAA-17 (lançado como NOAA-M) foi construído pela *Lockheed Martin Space Systems Company*, Sunnyvale – Califórnia. Este é o último da série de satélites TIROS-N (ATN) desenhados e construídos para a *National Oceanic and Atmospheric Administration* pela *Lockheed Martin* desde o primeiro satélite meteorológico TIROS (*Television and Infrared Observational Satellite*)¹ lançado em Abril de 1960. A maior parte dos veículos desta série permaneceram operacionais muita para lá do tempo de vida inicialmente estimado, ganhando assim a reputação de cavalos de batalha do inventário de imagens civis da Terra.

O Titan-2 utilizado neste lançamento esteve em alerta nuclear na Base Aérea de Little Rock, Arkansas, entre 1969 e 1987, servindo como arma na «détent» entre Estados Unidos e União Soviética. Foi desactivado em 1987 e enviado para as instalações da *Lockheed Martin* em Denver para ser reciclado e modificado para lançador espacial. Encontrava-se na Base Aérea de Vandenberg desde 1996 aguardando a sua missão e em 2001 e princípios de 2002 passou por uma série de testes e verificações antes de ser colocado na plataforma de lançamento.

O NOAA-17 é o terceiro satélite POES (*Polar Operational Environmental Satellite*) lançado na quinta década deste programa. Antes do lançamento do NOAA-17, a constelação consistia em dois satélites POES² circulando o globo em órbitas quase polares. À medida que a Terra roda por debaixo, toda a superfície fica ao alcance dos instrumentos dos satélites. Estes instrumentos estão continuamente a perscrutar toda a profundidade da atmosfera terrestre e analisam vários factores que influenciam a sua dinâmica, entre os quais:

- Temperatura da atmosfera e monitorização da humidade;
- Temperaturas das superfícies oceânicas;
- Temperaturas da superfície terrestre;
- Coberto nubloso e altitude das nuvens;
- Humidade precipitável;
- Ozono total;
- Radiância da superfície;
- Calor absorvido e radiado.

Este conjunto de dados agrega informações valiosas para a modelação numérica de um modelo de previsão dos padrões atmosféricos e são vitais para as previsões a médio e longo prazo. Separadamente ou em conjunto, a informação é utilizada para produzir mapas das temperaturas das superfícies marinhas, mapas das condições das zonas geladas do planeta, análise do coberto de neve, mapas da vegetação e outras ferramentas de previsão.

O satélite transporta também um complemento de instrumentos em microondas para a análise da temperatura, humidade, análise da superfície e de zonas hidrológicas em regiões nublosas onde a visibilidade e os instrumentos a infravermelhos vêm a sua capacidade reduzida. O NOAA-17 transporta também instrumentos de busca e salvamento que são utilizados a nível internacional para a localização de embarcações, aviões e pessoas em perigo. O uso de satélites em situações de busca e salvamento tem sido fundamental no salvamento de mais de 13.000 vidas desde a introdução do sistema COSPAS-SARSAT (*Search and Rescue Satellite-Aided Tracking*).

Os principais instrumentos a bordo do NOAA-17 são:

- **Advanced Very High Resolution Radiometer/3** (construído pela *International Telephone and Telegraph-4/CD*, em Fort Wayne – Indiana);



O satélite NOAA-17 (27453 2002-032A) no interior do edifício de montagem e integração na Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Imagem: *Lockheed Martin Missiles and Space*.

¹ O satélite TIROS-1 / A-1 (00029 1960 Beta 2 1960-002B) foi lançado às 1140UTC do dia 1 de Abril de 1960 por um foguetão Thos Able II (148) a partir do Complexo LC-17A de Cabo Canaveral. Também neste lançamento foi lançado o satélite Altair (00028 1960 Beta 1 1960-002A).

² Esta constelação é composta pelos satélites NOAA-15 lançado a 13 de Maio de 1998 e NOAA-16 lançado a 21 de Setembro de 2000 (Ver quadro de lançamentos do Titan-23G).

- *High Resolution Picture Transmission/3* (construído pela ITT-A/CD);
- *Advanced Microwave Sounding Unit-A1, A2* (construído pela Aerojet, em Azusa – Califórnia);
- *Advanced Microwave Sounding Unit-B* (construído pela British Aerospace, em Bristol – Inglaterra);
- *Solar Backscatter Ultraviolet Radiometer/2* (construído pela Ball Aerospace, em Boulder – Colorado);
- *Space Environmental Monitor/2* (construído pela Panametrics, em Boston – Massachussets);
- SARSAT (construído pelo Departamento Nacional de Defesa do Canadá e pelo CNES, França)

O NOAA-17 opera a uma altitude de 833,5 Km numa órbita com uma inclinação de 98,7465° em relação ao equador terrestre. O seu período orbital é de aproximadamente 101m20s. A sua órbita é sincronizada com o Sol com uma rotação com o eixo terrestre de cerca de 0,986° por dia. Esta rotação mantém o NOAA-17 numa posição constante em relação ao Sol obtendo assim iluminação permanente durante todo o ano. O NOAA-17 substitui o NOAA-15 na sua localização.



24 de Junho de 2002. O foguetão Titan-23G (G-14) era lançado desde o SLC-4W da Base Aérea de Vandenberg com a missão de colocar numa órbita polar o satélite NOAA-M. Nesta imagem é visível a coloração característica dos fumos produzidos pela combustão dos propelentes armazenáveis e altamente tóxicos N₂O₄ e Aerozine-50. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

O Centro Espacial de Goddard da NASA é o responsável pelo desenvolvimento, lançamento e verificação do satélite e seus instrumentos, além do equipamento no solo. O Centro Goddard foi também responsável pela fase operacional do satélite que conduziu à sua separação do lançador e avaliação e verificações iniciais do veículo em órbita que teve a duração de 45 dias, findos os quais o satélite foi entregue à NOAA que tem o seu centro operacional (*Satellite Operations Control Center*) em Suitland – Maryland.

De referir que o sistema de satélite da NOAA é composto por dois tipos de satélites: o GOES (*Geostationary Operational Environmental Satellites*), utilizados para serviços nacionais, regionais e de aviso rápido; e o POES, para monitorização ambiental global a longo prazo. Ambos GOES e POES são necessários por forma a se providenciar um sistema de monitorização meteorológico global.

No dia 1 de Abril o Titan-2 foi transportado para a plataforma de lançamento. O primeiro estágio foi colocado na plataforma e de seguida o segundo estágio foi colocado sobre o primeiro, realizando as ligações eléctricas e mecânicas. No dia 22 de Maio procedeu-se ao chamado CST – *Combined Systems Test*, que consiste na verificação de todos os sistemas eléctricos e mecânicos do primeiro e segundo estágios e suas interfaces, sendo um passo importante para o lançamento. Após o CST passou-se à fase seguinte que foi o transporte do satélite para a plataforma de lançamento e posterior integração no lançador que teve lugar a 29 de Maio. Após mais uma série de testes e verificações foi colocada a ogiva de protecção sobre o NOAA-M a 9 de Junho.

De seguida entra-se na fase do IST – *Integrated Systems Test*, que verifica todas os componentes do lançador e da sua carga, realizando-se também uma simulação do lançamento. O IST teve lugar a 14 de Junho e a 23 de Junho pelas 1622UTC deu-se início à contagem decrescente que é controlada desde o *Space Launch Complex 4 Launch Operations Building* (LOB) situado a 400 metros do SLC-4W. O LOB é um «bunker» que alberga a equipa que controla todos os aspectos da contagem decrescente. A equipa é gerida pelo *Air Force Launch Controller* que comanda e controla

as actividades da contagem decrescente e fornece informações à cadeia de comando dirigida pelo *Air Force Launch Director* que toma as decisões finais. Durante a reunião final de prontidão para o lançamento, o *Air Force Launch Controller* irá verificar o estado do foguetão, da sua carga e das instalações, dando a sua concordância ou não para o *Air Force Launch Director* proceder com o lançamento. O *Air Force Launch Director* e outros controladores da Força Aérea dos Estados Unidos estão situados no Edifício 7000 da Base de Vandenberg localizado a alguns quilómetros de distância. A autoridade final para o lançamento pertence ao chamado *Spacelift Commander* da *Air Force's 30th Space Wing*, em Vandenberg.

O satélite foi activado para o lançamento no dia 22 de Junho tendo a sua própria contagem decrescente iniciada a T-33h30m.

No dia do lançamento a estrutura que abrigava o lançador das condições atmosféricas na Base Aérea de Vandenberg e que serve de estrutura de serviço ao foguetão, começou a ser recolhida às 1546UTC. Esta torre tem uma altura de 61 metros e está provida de um guindaste de 30t capaz de elevar os diferentes estágios do Titan-2 bem como a carga para posterior montagem sobre o foguetão. No final da recolha a torre situa-se a 55 metros da plataforma de lançamento.

Às 1617UTC era anunciada uma nova hora para o lançamento que entretanto estava anteriormente previsto para ter lugar às 1822UTC e que era então adiado para as 1823UTC. Esta decisão baseou-se no facto de na anterior hora de lançamento se verificar uma situação denominada COLA (*COLL*ision *AVO*idance) que é um período durante o qual não se pode lançar sem haver o perigo de se registar uma colisão com um objecto já em órbita terrestre. Em resultado da nova hora de lançamento a contagem decrescente foi interrompida às 1622UTC durante 60s por forma a se realizar uma sincronização com a nova hora. A contagem decrescente é retomada às 1623UTC (T-2h).

Esta sequência de imagens mostra a separação entre o primeiro e o segundo estágio do foguetão Titan-23G a quando do seu lançamento a 24 de Junho de 2002. Imagens: USAF.



Ao contrário de muitas contagens decrescentes, a que se verifica com o Titan-2 não inclui períodos de abastecimento do lançador pois este utiliza combustíveis armazenáveis. O foguetão foi abastecido com N_2O_4 (Tetróxido de Nitrogénio) e Aerozine-50 (um composto de Hidrazina Dimetil Assimétrica UDMH e Hidrazina Monometal) no dia 18 de Junho. O abastecimento é feito a partir de tanques situados junto à plataforma de lançamento. Os dois tanques de combustível (Aerozine-50) têm um volume de 41.635 litros cada e o tanque de oxidante (N_2O_4) tem um volume de 105.980 litros.

A recolha da torre de serviço do SLC-4W terminou às 1657UTC tendo terminado mais tarde do que estava previsto devido ao facto de a recolha ter sido interrompida várias vezes devido a alguns imprevistos não especificados. Às 1715UTC terminava uma reunião de verificação da prontidão para o lançamento não tendo sido verificada a existência de qualquer problema.

O início da pressurização do tanque de oxidante dava-se às 1718UTC e às 1753UTC verificava-se que as condições atmosféricas permitiam o lançamento. Às 1801UTC realizava-se mais uma revisão de prontidão para o lançamento. Nesta altura um avião P-3 Orion que serve de veículo de detecção, relatava que o seu computador de telemetria se encontrava desactivado mas tal não constituía um impedimento para o lançamento. A cobertura realizada pelo P-3 serve de suplente à cobertura do sistema TDRSS até à órbita terrestre. Às 1803UTC (T-19m30s) era dada a luz verde para a continuação da contagem decrescente e para a entrada na *Terminal Count* a T-15m que se veio a verificar às 1808UTC.

A verificação final do estado do lançador era realizada às 1815UTC (T-8m) e não se verificou a existência de qualquer problema. Às 1816UTC (T-7m) os sistemas de suporte da carga eram declarados prontos para o lançamento e às 1816UTC (T-6m30s) a equipa da NASA anunciava a sua preparação final para o voo.

O *Air Force Launch Controller* realizava a sua verificação final antes do lançamento às 1819UTC (T-5m) e dava a sua luz verde para a continuação da contagem decrescente. O sistema denominado *Flight Termination System*, que seria utilizado para destruir o Titan no

caso de alguma avaria durante o lançamento, foi verificado às 1821UTC (T-2m) sem que se tivesse encontrado qualquer problema. A T-90s dava-se a verificação da utilização da fonte de energia interna por parte do NOAA-M e o *Western Range* dava a sua luz verde para o lançamento.

Às 1822UTC (T-57s) entrava-se no denominado *Commit Sequence Start* e a T-30s abriam-se as pré-válvulas do primeiro e segundo estágios do Titan. A T-9s era armado o sistema de auto-destruição do lançador e a T-5s eram activadas as plataformas de inércia do veículo.

O comando “*Fire Engine*” tinha lugar a T=0s (1823:03,656UTC) e os motores do primeiro estágio entravam em ignição. Quando a potência dos motores atingiam os 77%, dispositivos explosivos abriam as quatro colunas que seguravam o Titan-2 num processo que demora menos de 4s. Rapidamente o lançador abandonou o Complexo SLC-4W e dirigiu-se numa trajectória para Sul, seguindo um azimute de 192° para colocar o NOAA-M a caminho de uma órbita polar.

Às 1825UTC (T+2m40s) entrava em ignição o segundo estágio do Titan-2 após o final da queima e separação do primeiro estágio. A ogiva de protecção do NOAA-M, composta por três secções, separava-se às 1826UTC (T+3m45s) e a T+4m (1827UTC) o veículo atingia os 131,96 Km de altitude.



A queima do segundo estágio terminava às 1828UTC (T+5m37s), terminando também a fase propulsão deste lançamento. Antes da separação do NOAA-M, pequenos motores no segundo estágio providenciaram a necessária orientação do satélite. A separação teve lugar às 1829UTC (T+6m40s), porém a viagem do NOAA-M ainda não havia terminado. Às 1860UTC (T+7m10s) o satélite viajava a uma velocidade de 24.139,5 Km/h e encontrava-se num processo de orientação antes da ignição do AKM – Apogee Kick Motor³ que o colocaria numa órbita circular em torno do planeta após ter sido colocado numa trajectória balística pelo Titan-2. Caso o AKM não funcionasse o satélite acabaria por reentrar na atmosfera terrestre, destruindo-se sem completar uma única órbita em torno da Terra.

A confirmação da ignição do AKM deu-se às 1839UTC (T+16m) e o satélite foi colocado numa órbita circular. A abertura dos seus painéis solares terminava às 1850UTC (T+27m), seguindo-se a sequência de abertura da antena do satélite. Os sinais do NOAA-M foram recebidos às 1855UTC (T+32m) pela estação de rastreio de McMurdo situada no Pólo Sul enquanto se procedia à abertura dos diferentes apêndices do satélite.

O NOAA-M recebeu a Designação Internacional 2002-032A e o número de catálogo 27453. Como já foi referido o satélite recebeu a designação NOAA-17 após ser entregue à NOAA. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

26 de Junho – 11A511U Soyuz-U / Progress M-46 (ISS-8P)

O último lançamento orbital do mês de Junho estava a cargo de um foguetão 11A511U Soyuz-U que colocou em órbita mais um cargueiro espacial a caminho da ISS. Este foi o 33º lançamento orbital de 2002 e teve lugar no dia 26 de Junho a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão, constituindo o 1.104º lançamento orbital realizado em Baikonur desde 1957 e o 6º realizado no corrente ano.

O lançamento teve lugar partir da plataforma 17P32-5 (LC1-5) também designada “*Gagarinsky Start*”.

O cargueiro 11F615A55 7K-TGM n.º 246 foi o 98º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 47 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1) e 8 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 constituído por três módulos: Módulo de Carga (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; Módulo de Reabastecimento (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 (um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros

³ O AKM é um motor de combustível sólido Star 37XFP construído pela ATK Tactical Systems.

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.

Progress	N.º de Série	NORAD	Desig. Inter.	Lançamento	Lançador	Acoplagem	Estação
M-43	7K-TGM (11F615A55) nº243	26570	2000-064A	16-10-2000	Soyuz-U	20-10-2000	Mir
M1-4 (2P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº253	26615	2000-073A	16-11-2000	Soyuz-U	18-11-2000	ISS
M1-5	7K-TGM1 (11F615A55) nº254	26688	2001-003A	24-01-2001	Soyuz-U	27-01-2001	Mir
M-44 (3P)	7K-TGM (11F615A55) nº244	26713	2001-008A	26-02-2001	Soyuz-U	28-02-2001	ISS
M1-6 (4P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº255	26773	2001-021A	20-05-2001	Soyuz-FG	23-05-2001	ISS
M-45 (5P)	7K-TGM (11F615A55) nº245	26890	2001-036A	21-08-2001	Soyuz-U	23-08-2001	ISS
M-SO1	7K-TGM (11F615A55) nº301	26908	2001-041A	14-09-2001	Soyuz-U	17-09-2001	ISS
M1-7 (6P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº256	26983	2001-051A	26-11-2001	Soyuz-FG	28-11-2001	ISS
M1-8 (7P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº257	27395	2002-013A	21-03-2002	Soyuz-U	24-03-2002	ISS
M-46 (8P)	7K-TGM (11F615A55) nº246	27454	2002-033A	21-06-2002	Soyuz-U	29-03-2002	ISS



No interior do edifício de processamento e montagem no Cosmódromo de Baikonur, o cargueiro Progress 11F615A55 7K-TGM n.º 246 é preparado para ser colocado no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U. Imagem: RCS Energiya.

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 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de dois estágios auxiliados nos momentos iniciais do lançamento por quatro propulsores laterais a combustível líquido. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-108 (11D512). Tendo um peso bruto de 101.000 Kg, este estágio pesa 6.500 Kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 Kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,8 metros, um diâmetro de 3,0 metros e uma envergadura de 3,0 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 42.750 Kg, pesando 3.550 Kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,7 metros, uma envergadura de 2,7 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-107 (11D511) 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. 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 (11D55). Tem um peso bruto de 25.400 Kg e sem combustível pesa 2.400 Kg. É capaz de desenvolver 30.400 Kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 250 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros e uma envergadura de 2,7 metros, utilizando como propolentes 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.

O primeiro lançamento de um veículo desta família 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.

No total já foram lançados 690 veículos deste tipo dos quais falharam 17, tendo assim uma taxa de sucesso de 97,54%. Foi também o 74º lançamento consecutivo com sucesso (sendo 11 lançamentos tripulados); e o 1670º lançamento de um veículo derivado do R-7.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2001-021	20-Mai-01	22:32:40	11A511U Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-6 (4P)
2001-022	29-Mai-01	17:55:00	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk	LC43-4	Cosmos 2377
2001-036	21-Ago-01	9:23:54	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-45
2001-041	14-Set-01	23:35:00	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Pirs / Progress M-SO1
2001-048	21-Out-01	8:59:53	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Soyuz TM-33 ISS-3S
2001-051	26-Nov-01	18:24:12	11A511U Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-7 (ISS-6P)
2002-008	25-Fev-02	17:26:00	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk	LC43-3	Cosmos 2387
2002-013	21-Mar-02	20:13:38	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-8 (ISS-7P)
2002-020	25-Abr-02	06:26:35	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Soyuz TM-34
2002-033	26-Jun-02	05:36:30	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-46 (ISS-8P)



O foguetão lançador 11A511U Soyuz-U encontra-se já pronto para ser transportado sobre carris para a plataforma de lançamento 17P32-5 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: RCS Energiya.

O Progress M-46 transportou uma carga de cerca de 2.580 Kg, incluindo 825 Kg de propelente para o segmento russo da ISS, 50 Kg de oxigénio, rações alimentares para os três tripulantes da ISS; reservas de água potável; sistemas de revitalização da atmosfera do complexo orbital; sistemas de controlo térmico; equipamentos para os sistemas sanitário e higiénico da estação; kits (livros e CD) com informação relativa às actividades que serão levadas a cabo na ISS nos próximos meses; além de outras cargas científicas.

A ignição dos motores do 11A511U Soyuz-U deu-se às 0536:30UTC. A separação dos propulsores laterais teve lugar a T+1m58s e acabariam por impactar no solo na província de Karaganda, Cazaquistão. Após a separação dos propulsores continuou em funcionamento o motor principal do primeiro estágio, acabando este por se separar a T+4m47s e caindo na província de Karaganda-Este, República de Altai. O fim da queima do segundo estágio tinha lugar a T+8m45s e a separação do Progress M-46 dava-se a T+8m49s.

O Progress M-46 foi colocado numa órbita inicial com os seguintes parâmetros: apogeu 242,4 Km; perigeu 193,4 Km; inclinação orbital 51,64° em relação ao equador terrestre; período orbital de 88,56 m.

Após a entrada em órbita terrestre, o cargueiro iniciou uma inusual perseguição de três dias à ISS. Geralmente os cargueiros demoram dois dias a atingir a estação orbital, mas desta vez os controladores russos quiseram testar o sistema de acoplagem automática KURS introduzindo mais um dia na aproximação à estação.

Entretanto o cargueiro Progress M1-8⁴ separava-se da ISS no dia 25 de Junho às 1743UTC, deixando livre o posto de acoplagem para o M-46. O M1-8 acabaria por reentrar na atmosfera terrestre nesse mesmo dia às 1213UTC.

Desde o lançamento até à acoplagem com a ISS, o Progress M-46 realizou uma série de manobras orbitais por forma a elevar a sua órbita até à altitude da estação orbital. No quadro seguinte estão representados os principais dados referentes a essas manobras. Os dados ΔV e Δt são referentes, respectivamente, à variação de velocidade e à duração da queima executada em órbita por forma a alterar os parâmetros orbitais. Os números indicados foram fornecidos pela Agência Espacial Russa Rosaviakosmos e foram calculados antes do lançamento do cargueiro. A última linha da tabela é referente à manobra executada durante o teste do sistema de acoplagem KURS.

Dia	Hora (UTC)	ΔV (m/s)	Δt (s)	Apogeu (Km)	Perigeu (Km)	Inc. Orb. (°)	Per. Orb. (m)
26-Jun	-	-	-	193,0	245,0	51,65	88,59
26-Jun	9:15:40	27,90	70,20	289,1	222,6	51,65	89,55
26-Jun	9:47:02	10,24	26,40	297,5	255,3	51,66	89,88
27-Jun	6:59:19	2,00	6,20	297,1	261,8	51,63	89,93
28-Jun	3:12:47	29,84	73,90	397,9	263,4	51,63	90,97
28-Jun	3:58:05	39,27	95,80	406,6	392,5	51,63	92,37
28-Jun	9:52:29	0,18	1,80	406,6	392,4	51,64	92,37



O lançador 11A511U Soyuz-U é transportado para a plataforma de lançamento em Baikonur, tendo já no seu topo o cargueiro 11F615A55 7K-TGM n.º 246 com destino à ISS. Imagem: RCS Energiya.

O primeiro contacto entre o Progress M-46 e o módulo Zvezda teve lugar às 0623UTC quando o complexo se encontrava sobre a Ásia Central. O encontro entre o cargueiro e a estação, as manobras de aproximação e a acoplagem, foram levadas a cabo de forma automática. A quando da acoplagem a estação espacial encontrava-se numa órbita com os seguintes parâmetros: apogeu 405,7 Km, perigeu 390,9 Km e período orbital de 92,3 minutos.

A tripulação da ISS, composta pelo Comandante Valeri Korzun, pela Engenheira de Voo Peggy Whitson e pelo Engenheiro de Voo Serguei Treschev, entrou no Progress às 0930UTC.

O sistema de acoplagem do Progress será desmontado pela tripulação da ISS e posteriormente feito regressar à Terra para ser reutilizado noutra missão.

O Progress M-46 recebeu a Designação Internacional 2002-033A e o número de catálogo orbital 27454. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

⁴ O Progress M1-8 / ISS-7P (27395 2002-013A) foi lançado no dia 21 de Março de 2002 por um foguetão 11A511U Soyuz-U, tendo acoplado à ISS no dia 24 de Março de 2002 (2058UTC).



O lançador é transportado na horizontal até à plataforma de lançamento na qual é lentamente colocado na vertical, iniciando-se assim as preparações para o lançamento. Imagem: RCS Energiya.



O 1.104º lançamento orbital a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur teve lugar a 26 de Junho de 2002 e serviu para colocar em órbita o cargueiro Progress M-46 (27454 2002-033A) tendo como destino a ISS. Imagem: RCS Energiya.



29 de Junho de 2002. Nesta imagem é visível o módulo Zvezda da ISS filmado durante a aproximação final do cargueiro Progress M-46. Imagem: RCS Energiya.

Quadro de Lançamentos Recentes

Data	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
04 Mai.	0131:46	021A	27421 SPOT-5	Ariane 42P (V151)	CSG Kourou, ELA-2
		021B	27422 Idéfix / H-10+		
04 Mai.	0954:58	022A	27424 Aqua	Delta-2 7920-10L	Vandenberg AFB, SLC-2W
07 Mai.	1700:00	023A	27426 DirecTV-5	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC81-24
15 Mai.	0150	024A	27430 Hai Yang-1	CZ-4B Chang Zheng-4B	Taiyuan, SLC
		024B	27431 Feng Yun-1D		
28 Mai.	1525	025A	27434 'Ofeq-5	Shaviyt-1	Palmachin
28 Mai.	1814:41	026A	27436 Cosmos 2389	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC133-1
05 Jun.	0644	027A	27438 Intelsat-905	Ariane 44L (V152)	CSG Kourou, ELA-2
05 Jun.	2122:49	028A	27440 STS-111 ISS UF-2	OV-105 Endeavour	KSC, LC-39A
10 Jun.	0114:15	029A	27441 Ekspress-A1R	8K82K Proton-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC200
15 Jun.	2239:30	030A	27445 Galaxy-3C	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Plt. Odyssey, Oc. Pacífico
20 Jun.	0934	031A	27450 Iridium-97	15A30 Rockot Briz-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
		031B	27451 Iridium-98		
24 Jun.	1823:03	032A	27453 NOAA-M	Titan 23G (G-14)	Vandenberg, AFB SLC-4W
26 Jun.	0536:30	033A	27454 Progress M-46	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-5

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
05 Jun.	02-027B	27439	H10+	Ariane 44L (V152)	CSG Kourou, ELA-2
10 Jun.	02-029B	27442	Proton K-3	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC200
10 Jun.	02-029C	27443	Plataforma Proton	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC200
10 Jun.	02-029D	27444	11S861-01 Block-DM3	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC200
15 Jun.	02-030B	27446	Block DM-SL	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Plt. Odyssey, Oc. Pacífico
	02-029D	27447	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC200
	02-029D	27448	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC200
	99-057ML	27449	(Destroço) CZ-4B	CZ-4B Chang Zheng-4B	Taiyuan SLC, LC1
20 Jun.	02-031C	27452	Breeze-KM	15A30 Rockot Briz-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
26 Jun.	02-033B	27455	11A511U-2	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-5
	02-008C	27456	(Destroço) Cosmos 1387	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC43/3

Quadro dos lançamentos previstos para Julho e Agosto

Data	Lançador	Carga	Local
03 de Julho*	Delta-2 7495-9.5/Star-30 (D292)	CONTOUR	Cabo Canaveral AFS, SLC17A
05 de Julho*	Ariane 5G (V153 "Ville de Charleroi")	Stellat-5	CSG Kourou, ELA-3
		N-Star c	
10 de Julho*	11K65M Kosmos-3M	Cosmos 2390	GIK-1 Plesetsk, LC133
		Cosmos 2391	
25 de Julho*	8K82K Proton-K DM-5	Cosmos 2392Arkon-2	GIK-5 Baikonur, LC81-24
20 de Agosto	8K82K Proton-K DM-3	Echostar-8	GIK-5 Baikonur, LC81-23
21 de Agosto	Atlas-5 / 401 (AV-001)	Hot Bird-6	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
27 de Agosto	Ariane 5G (V155)	Atlantic Bird-1	CSG Kourou, ELA-3
		MSG-1	
??? Agosto	PSLV-C4	Metsat-1	Sriharikota Isl.

(*) Lançamentos entretanto já efectuados.

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

28 de Setembro de 2002 STS-112 / ISS-9A ITS-S1 OV-104 Atlantis (26) KSC, LC-39A
 Ashby (3); Melroy (2); Wolf (3); Sellers (1); Magnus (1); Yurchirkin (1)

28 de Outubro de 2002 Soyuz TMA-1 / ISS-5S
Zaletin (2); De Winne (1); Bass (1)

GIK-5 Baikonur, LC1-5

09 de Novembro de 2002 STS-113 / ISS-11A ITS-P1 OV-105 Endeavour (19) KSC, LC-39B
Wetherbee (6); Lorie (1); Lopez-Alegria (3); Herrington (1); Bowersox (5); Budarin (3); Thomas (5)

03 de Dezembro de 2002 STS-107 / Freestar RM OV-102 Columbia (28) KSC, LC-39B
Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)

16 de Janeiro de 2003 STS-114 / ISS-ULF-1 OV-104 Atlantis (27) KSC, LC-39
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Malenchenko (3); Lu (3); Moshchenko (1)

10 de Abril de 2003 STS-115 / ISS-12A P3/P4 OV-105 Endeavour (20) KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)

05 de Junho de 2003 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); Foale (6); McArthur (4); Tokarev (2)

Lançamentos Sub-orbitais

Em Junho registaram-se 3 lançamentos sub-orbitais, sendo todos testes de sistemas de armamento quer dos Estados Unidos quer da Rússia.

03 de Junho – LG-118A MX Peacekeeper (GT-31PA)



Imagem de arquivo de um ICBM LG-118A Peacekeeper durante a fase inicial do seu lançamento no momento em que sai do silo subterrâneo. Imagem: USAF.

Este teste do míssil MX Peacekeeper estava previsto para o dia 9 de Maio de 2002 sendo então adiado para 15 de maio e posteriormente para 3 de Junho. O lançamento teve lugar às 0801UTC a partir da Base Aérea de Vandenberg e o míssil transportou nove ogivas simuladas para um alvo situado no Atol de Kwajalein, no Oceano Pacífico.

O LG-118A Peacekeeper é o míssil balístico intercontinental mais recente produzido pelos Estados Unidos e a sua introdução é um passo para na modernização estratégica do programa de defesa americano e um aumento na força e credibilidade da sua tríade defensiva. Porém, com o final da Guerra Fria o Departamento de Defesa dos Estados Unidos (DoD) recomendou a desactivação do sistema de defesa Peacekeeper a partir do ano fiscal de 2003 (Outubro de 2003 a Setembro de 2004).

O LG-118A Peacekeeper tem um comprimento de 21,8 metros, um peso de 87.750 Kg (incluindo as ogivas) e um diâmetro de 2,3 metros. Tem um alcance de mais de 9663 Km, atingindo uma velocidade de 24.139 Km (ou Mach 20 ao nível do mar). Cada unidade tem um preço de 70 milhões de dólares.

O primeiro teste com o LG-118A Peacekeeper teve lugar a 17 de Junho de 1983 a partir de casulos na superfície a Norte da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Nesse teste o míssil viajou 6.704 Km antes de largar seis ogivas simuladas sobre o Kwajalein Missile Test Range, no Oceano Pacífico. As primeiras fases dos testes, que consistiram em doze lançamentos, serviram para verificar que os sub-sistemas do míssil funcionavam como era previsto e para verificar a capacidade de carga e alcance. Nos primeiros oito testes o Peacekeeper foi lançado em casulos na superfície, posteriormente os testes foram levados a cabo a partir de instalações reconfiguradas por forma a simular os futuros locais

operacionais onde o míssil seria instalado. Os primeiros mísseis ficaram operacionais em Dezembro de 1986 na Base Aérea de F. E. Warren, Wyoming, e a operacionalidade total do sistema foi atingida em Dezembro de 1988 com o estabelecimento de um esquadrão equipado com 50 mísseis.

O desenvolvimento em larga escala do LG-118A Peacekeeper foi iniciado em 1979 pelo *Air Force Material Command's Ballistic Missile Office* (actualmente inactivo), localizado em San Bernardino – Califórnia, e que integrava a actividade de mais de 27 empresas civis e numerosas empresas subcontratadas para desenvolver e construir o sistema do Peacekeeper.

O LG-118A Peacekeeper é capaz de enviar 10 ogivas Avco MK21 com alvos separados com uma maior precisão do que outros ICBM. É um veículo a quatro estágios que consiste de três secções principais: o sistema de propulsão, o sistema de pós-propulsão e o sistema de reentrada.

O sistema de propulsão consiste de quatro estágios que lançam o míssil para o espaço exterior. Estes estágios funcionam em sucessão e os três primeiros utilizam combustível sólido (o quarto estágio utiliza combustível líquido armazenável). A propulsão é feita utilizando uma tubeira de escape que permite a orientação do míssil ao longo da sua trajectória.

Após o final da queima e da separação do terceiro estágio, o sistema de pós-propulsão do quarto estágio manobra o míssil no espaço por forma a largar as ogivas em sequência antes da reentrada na atmosfera terrestre. O sistema de pós-propulsão possui um sistema de orientação e controlo e um sistema de reentrada na atmosfera. Este sistema de pós-propulsão tem um peso de 1.333 Kg e um comprimento de 1,07 metros.

No topo do LG-118A Peacekeeper encontra-se o sistema de reentrada que consiste num módulo separável que alberga até 10 ogivas nucleares sobre uma ogiva protectora que protege as cargas nucleares durante a ascensão. A ogiva é separada com a utilização de um sistema de foguetões no seu topo de um módulo de largada. Este módulo providencia um suporte estrutural para as ogivas nucleares e transporta o sistema electrónico necessário para a sua activação e separação. Os veículos que executam a reentrada estão cobertos de um material que os protege do calor da fricção com a atmosfera e até aos seus alvos. As ogivas estão presas no módulo de largada e as ligações são quebradas através da pressão de gás resultante da deflagração de pequenas cargas explosivas. Após a largada cada ogiva segue uma trajectória balística até ao seu alvo.

06 de Junho – RS-12M2 Topol-M (n.º 12)

O teste do míssil Topol-M teve lugar às 1120UTC a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

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 consomem 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 continua 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.

07 de Junho – LGM-30G Minutman III (GT-179GM)

A Força Aérea dos Estados Unidos procedeu a um teste com um míssil Minutman III no dia 7 de Junho pelas 0924UTC. O lançamento teve lugar a partir de um silo subterrâneo localizado a Norte da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Este teste serviu para verificar a operacionalidade do sistema, bem como para verificar as suas tecnologias de orientação e reentrada na atmosfera.

O míssil LGM-30G Minutman III é uma peça fundamental nas forças estratégicas de dissuasão dos Estados Unidos. Na sua designação a letra “L” é a designação do Departamento de Defesa que indica que é um míssil lançado a partir de um silo subterrâneo, a letra “G” significa ataque ao solo e a letra “M” significa que é um míssil capaz de ser orientado.



Imagem de arquivo de um ICBM LGM-30G Minutman III durante a fase inicial do seu lançamento segundos após sair do silo subterrâneo na Base Aérea de Vandenberg. Imagem: USAF.

O Minutman é um sistema de armas estratégicas que utiliza um míssil balístico de alcance intercontinental. Os mísseis estão localizados em silos subterrâneos reforçados e controlados por equipas de prevenção compostas por dois elementos que se encontram em alerta no centro de controlo. Um variado sistema de comunicações providencia ao Presidente dos Estados Unidos e ao Secretário de Defesa uma ligação altamente fiável e virtualmente instantânea com cada equipa de lançamento. No caso de a capacidade de comando ser perdida entre o controlo de lançamento e as instalações de lançamento remotas, a cadeia de comando é assumida por aviões E-6B especialmente modificados para tal.

Um programa de melhoramento do sistema foi iniciado por forma mantê-lo seguro e fiável no Século XXI. Este programa inclui a substituição dos sistemas de orientação dos mísseis, a manutenção dos motores de combustível sólido, a substituição dos sistemas de prontidão para o fornecimento de energia, a reparação das instalações de lançamento e a instalação de novo equipamento de comunicação, além de novas consolas de comando e controlo por forma a aumentar a se conseguir comunicações imediatas.

O sistema Minutman foi concebido nos finais dos anos 50 e o Minutman I foi instalado no início dos anos 60. Este sistema constituiu um conceito revolucionário e um fito técnico sem precedentes. Tanto o míssil como os restantes componentes do sistema incorporaram avanços muito para lá dos anteriores sistemas de reacção lenta preconizados pelos mísseis de combustível líquido e controlados à distância que constituíam a geração anterior.

A actual força de mísseis Minutman consiste num total de 500 Minutman III localizados na Base Aérea de F. E. Warren, Wyoming; Base Aérea de Malmstrom, Montana; e Base Aérea de Minot, Dakota do Norte.

O LGM-30G Minutman III é produzido pela *Boing Corporation*. O Primeiro estágio é fabricado pela *Thiokol*, o segundo estágio pela *Aerojet-General* e o terceiro estágio pela *United Technologies Chemical Systems Division*. No total tem um comprimento de 18 metros, um diâmetro de 1,67 metros, um peso de 32.158 Kg e um alcance de mais de 9.665 Km. Atinge uma velocidade máxima de 24.000 Km/h e uma altitude máxima de 1.120 Km. O seu primeiro estágio é capaz de desenvolver uma força de aproximadamente 92.000 Kgf.

O Minutman III pode transportar as ogivas MK12 ou MK12A produzidas pela *Lockheed Martin Missiles and Space*. O míssil utiliza um sistema de orientação por inércia desenvolvido pela *Boeing North American* e um sistema electrónico de segurança desenvolvido pela *Sylvania Electronics Systems* e pela *Boeing Co.*. Cada unidade tem um preço de 7 milhões de dólares.

Quadro de Lançamentos Sub-orbitais

Data	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
08 Abr. 0929	S007	Ogiva Simulada	Minuteman III (GT-178GM)	Vandenberg, AFB
24 Abr.	S008	Ogiva Simulada	QRLV-2	Kodiak Island (E.U.A.)
05 Mai.	S009	Ogiva Simulada	Shahab-3 (F-5?)	Semnan (Irão)
25 Mai.	S010	Ogiva Simulada	Ghauri (F-3?)	Dera Ismail Khan (Paquistão)
29 Mai.	S011	TCMP-3C?	SR-19	Wake Island (E.U.A.)
03 Jun. 0801	S012	9 Ogivas Simuladas	MX Peacekeeper (GT-31PA)	Vandenberg, AFB
06 Jun. 1120	S013	Ogiva Simulada	RS-12M2 Topol-M (12?)	GIK-1 Plesetsk
07 Jun. 0924	S014	Ogiva Simulada	Minuteman III (GT-179GM)	Vandenberg, AFB

Quadro dos próximos Lançamentos Sub-orbitais

Data	Lançador	Local	Carga
17 de Julho*	Minuteman III (GT-177GM)	Vandenberg, AFB	Ogivas Simuladas
29 de Julho*	Terrier Orion Mk70	Woomera	HyShot
Agosto	Minuteman 2 (OSP/TLV-4)	Vandenberg, AFB	IFT-9
Agosto	PLV	Kwajalein (Ilhas Marshall)	Protótipo EKV
Setembro	Minuteman III (GT-180GM)	Vandenberg, AFB	Ogivas Simuladas

(*) Lançamentos já efectuados.

Regressos / Reentradas

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

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
22 Fev.	Ope.	95-063A		Gals-2		
30 Mar.	Ree.	01-049FC	27208	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
03 Abr.	Ope.	95-067B		Insat-2C		
11 Abr.	Ope.	02-006A		Echostar-7		
11 Abr.	Ope	02-015A		JCSat-8		
20 Abr.	Ree.	01-049FZ	27229	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
01 Jun.	Ree.	00-081D	26641	L-5	Ariane 5G (V137)	20 / Dez. / 00
03 Jun.	Ree.	99-057EH	26247	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
03 Jun.	Ree.	72-102C	27423	(Destroço) Cosmos 539	11K65M Kosmos-3M (Yu149-43)	21 / Dez. / 72
06 Jun.	Ree.	01-049R	27073	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
07 Jun.	Ree.	72-058Y	07852	(Destroço)	Delta 0900 (574/D89)	23 / Jul. / 72
09 Jun.	Ree.	01-049JH	27285	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
10 Jun.	Ree.	64-049P	26668	(Destroço) Cosmos 41	8K78 Molniya (n.º R103-36)	22 / Ago. / 64
10 Jun.	Ree.	99-057LY	26751	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
10 Jun.	Ree.	01-049DV	27177	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
11 Jun.	Ree.	01-049Y	27080	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
11 Jun.	Ree.	02-029C	27443	Plataforma Proton	8K82K Prorotn-K DM-2M	10 / Jun. / 02
12 Jun.	Ree.	02-029B	27442	Block DM-2M	8K82K Prorotn-K DM-2M	10 / Jun. / 02
14 Jun.	Ree.	75-004AV	08963	(Destroço)	Delta 2910 (598/D107)	22 / Jan. / 75
14 Jun.	Ree.	81-053MM	19354	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	04 / Jun. / 81
14 Jun.	Ree.	94-029NY	24347	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
17 Jun.	Ree.	76-126BL	13683	(Destroço) Cosmos 886	11K69 Tsyklon-2	28 / Dez. / 76
17 Jun..	Ree.	92-037B	22010	Centaur II (8103)	Atlas II (AC-103)	02 / Jul. / 92
17 Jun.	Ree.	01-049GH	27237	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
19 Jun.	Ree.	01-049KG	27310	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
19 Jun..	Reg.	02-028A	27440	STS-111	OV-105 Endeavour	05 / Jun. / 02
22 Jun.	Ree.	01-049KV	27323	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
22 Jun.	Ree.	01-049MH	27360	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01

25 Jun.	Ree.	78-075B10994	Agena D	Titan 34B (34B-7 3B-57)	05 / Ago. / 78 (a)
25 Jun.	Ree.	02-013A 27395	Progress M1-8	11A511U Soyuz-U (n.º 678)	21 / Mar. / 78
26 Jun.	Ree.	68-091CD 05984	(Destroço) Cosmos 249	11K69 Tsyklon-2A	20 / Out. / 68
27 Jun.	Ree.	01-049EN 27194	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
27 Jun.	Reg.	02-008A 27382	Cosmos 2387 Yantar-4KS2	11A511U Soyuz-U	25 / Fev. / 02
28 Jun.	Ree.	94-029ACW 24988	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
28 Jun.	Ree.	02-033B27455	11A511U-2	11A511U Soyuz-U	26 / Jun. / 02
28 Jun.	Ree.	02-008C27456	(Destroço)	11A511U Soyuz-U	25 / Fev. / 02
29 Jun.	Ree.	00-081E26642	Sylda V137	Ariane 5G (V137)	20 / Dez. / 00
29 Jun.	Ree.	01-049GR 27245	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01

(a) O estágio Agena D utilizado pelo lançador Titan 34B (34B-7 3B-57) para colocar em órbita o satélite OPS 7318 (10993 1978-075A) a partir da Base Aérea de Vandenberg (SLC-4W), reentrou na atmosfera terrestre às 1450UTC sobre o Oceano Pacífico (13,7°S – 234,6°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 1 hora.

Data Reg. Ree.	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
14 Jul.	69-084A	00419	Meteor-1 (2)	8A92M Vostok	06 / Out. / 69
31 Ago.	79-020A	11285	Intercosmos-19	11K65M Kosmos3M n.º 47155-107	27 / Fev. / 79
Set.	80-008A	11682	Cosmos 1154 Tselina-D	8A92M Vostok	30 / Jan. / 80
Set.	00-042A	26414	Mightysat 2.1	Minotaur (SLV-2)	19 / Jul. / 00
Nov.	66-111B	02611	OV 1-10	Atlas D (89D)	11 / Dez. / 66
Nov.	01-043A	26929	Starshine 3	Athena 1 (LM-001)	30 / Set. / 01

Explicação dos Termos Técnicos

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

$$\left(\frac{\text{Kgf}}{(\text{Kg/s})} \right) = \text{s}$$

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

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

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

Combustíveis e Oxidantes

N₂O₄ – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N₂O₄ consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N₂O₄ contém menos de 0,1% de água. O N₂O₄ tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N₂O₄ é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c³, sendo o seu ponto de congelação a -11,0°C e o seu ponto de ebulição a 21,0°C.

UDMH ((CH₃)₂NNH₂) – Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É

completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível ao 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 $0,79\text{g/cm}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-57,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $63,0^\circ\text{C}$.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis ao choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de $1,14\text{ g/c}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-219,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $-183,0^\circ\text{C}$.

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

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

Neste número colaboraram José Roberto Costa e Jonathan McDowell.

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

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para ruibarbosa@clix.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF).

Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*; *National Space Society*; *The Planetary Society*)
Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º
PT 4700-393 Braga
PORTUGAL

+ 351 253 27 41 46
+ 351 93 845 03 05
ruibarbosa@clix.pt

Braga, 12 de Agosto de 2002
