

Em Órbita

***Vol. 13 - N.º 136 – Maio de 2013
(edição mensal)***

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

Em Órbita n.º 136 (Vol. 13) – Maio de 2013

O Em Órbita está no Twitter

Visite-nos no Twitter em

http://twitter.com/zenite_nu

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

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Manuel Montes e Jonathan McDowell.

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

Rui C. Barbosa
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05

rmcsbarbosa@gmail.com

Índice	
Progress M-17M reentra na atmosfera	4
O Herschell fechou os olhos ao Universo	4
Sarah Brightman deverá visitar a ISS em 2015	5
Notícias espaciais da China	5
Roscosmos e NASA assinam acordo	6
Corrigida a órbita da ISS	6
Voo espacial tripulado – Actividade extraveicular Rússia 32	7
Lançamentos orbitais em Abril de 2013	9
Proton-M lança um novo pequeno irmão	10
Primeiro Bion-M em órbita	20
Bravo, Antares!	39
A difícil missão do Progress M-19M	46
O primeiro lançamento da China em 2013-05-19	57
Rússia lança satélite de navegação	64
Quadro de lançamentos recentes	70
Outros objectos catalogados	71
Lançamentos orbitais previstos para Maio e Junho de 2013	72
Próximos lançamentos tripulados	73
Lançamentos Suborbitais	74
Cronologia Astronáutica (LXXXVIII)	76
Explicação dos termos técnicos	78

Na Capa: O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M com o satélite de comunicações Anik-G1 é transportado para a estação de abastecimento.



Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

Tourada, Não! Abolição!

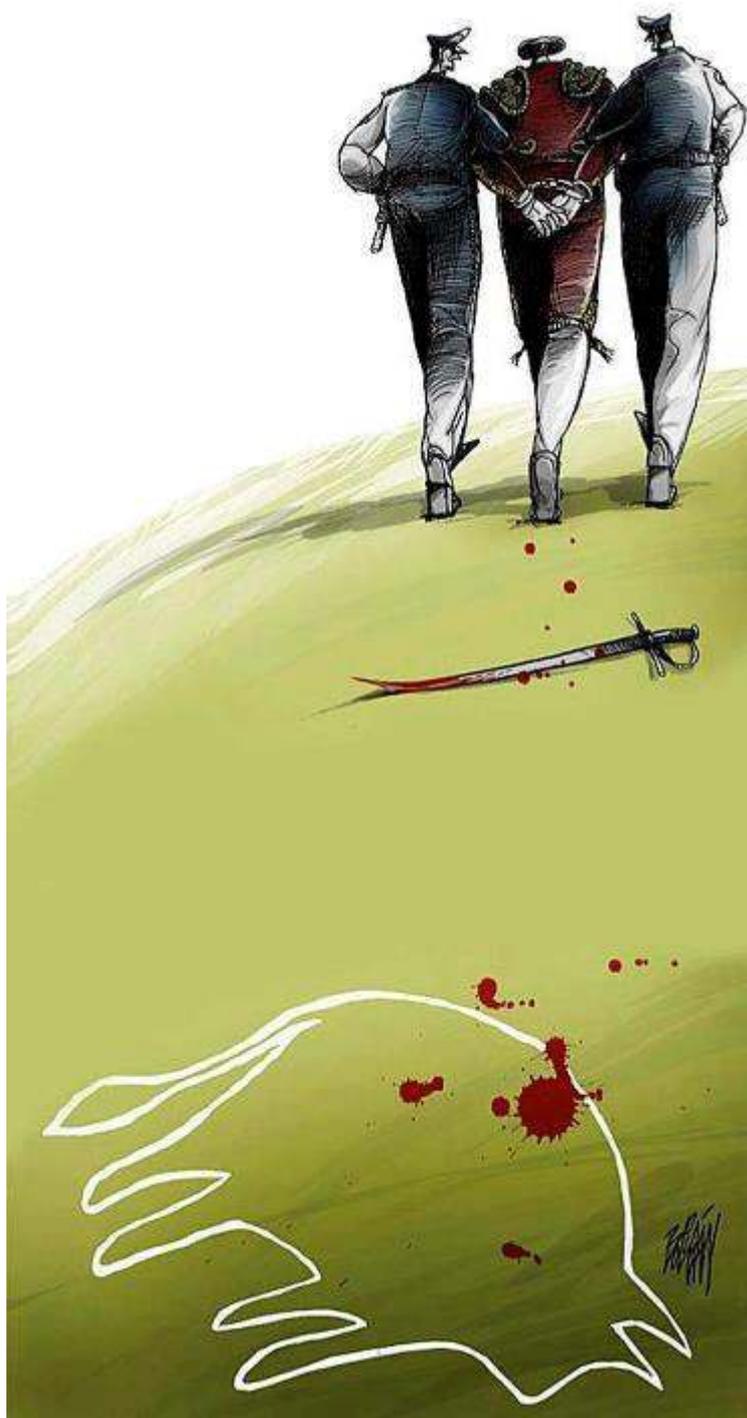
Conheça o Horror e a Perversão das Touradas em
<http://www.animal.org.pt/>

Seja parte da **Mudança**. Junte-se à **ANIMAL!**

Torne-se sócia/o da **ANIMAL** e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de socios@animal.org.pt.

Junte-se ao **Grupo de Activismo da ANIMAL**. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para activismo_animal_subscribe@yahoogroups.com.

Para mais informações, por favor contacte a ANIMAL através do e-mail info@animal.org.pt ou visite o site www.animal.org.pt.



***Pelo fim das touradas no mundo!
Fight bullfights!***



Progress M-17M reentra na atmosfera

O veículo de carga Progress M-17M reentrou na atmosfera terrestre às 1459UTC do dia 21 de Abril de 2013. A manobra de retrotravagem foi executada às 1407UTC. O Progress M-17M separou-se da ISS às 1202UTC do dia 15 de Abril de 2013 e posteriormente foi utilizado para calibrar radares no solo ao executar uma série de manobras em órbita.

O Progress M-17M, que estava acoplado com o módulo Zvezda, havia sido lançado às 0748:18,116UTC do dia 31 de Outubro de 2012

pelo foguetão 11A511U Soyuz-U (J115000-136) a partir da Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 do Cosmódromo de Baikonur.

O Herschel fechou os olhos ao Universo

Observatório espacial Herschel da ESA esgotou o seu abastecimento refrigerante de hélio líquido, pondo fim a mais de três anos de observações pioneiras do Universo frio.

Um final que não foi inesperado: a missão começou com mais de 2.300 litros de hélio líquido, os quais foram evaporando lentamente desde a véspera do lançamento do Herschel, a 14 de maio de 2009.

O hélio líquido era essencial para arrefecer os instrumentos do observatório até perto do zero absoluto, permitindo ao Herschel fazer observações altamente sensíveis do Universo frio.

A confirmação de que o hélio tinha finalmente terminado chegou na tarde de segunda-feira, 29 de Abril, no início da sessão de comunicação diária da sonda com a sua estação de terra no oeste da Austrália, ao ser detectado um aumento claro das temperaturas medidas em todos os instrumentos do Herschel.

“O Herschel superou todas as expectativas, proporcionando-nos um incrível conjunto de dados preciosos que irá manter os astrónomos ocupados por muitos anos”, diz o professor Álvaro Giménez Cañete, director do programa Ciência e Exploração Robótica da ESA. O Herschel fez mais de 35 mil observações científicas, correspondendo a mais de 25 mil horas de dados científicos de cerca de 600 programas de observação. Além disso, duas mil horas de observações de calibração contribuem também para enriquecer o valoroso conjunto de dados, com sede no Centro de Astronomia Espacial Europeia da ESA, perto de Madrid, Espanha.

O arquivo será o legado da missão. Espera-se que possa proporcionar ainda mais descobertas do que aquelas que foram feitas durante a vida do Herschel.

“O inovador trajecto científico do Herschel só foi possível devido ao excelente trabalho realizado pela indústria europeia, instituições e universidades no desenvolvimento, construção e operação do observatório e os seus instrumentos”, diz Thomas Passvogel, gestor do Programa Herschel da ESA.

O Herschel ofereceu-nos uma nova visão do Universo escondido, mostrando-nos um processo inédito do nascimento de estrelas e da formação de galáxias, e que nos permite seguir o curso da água no Universo, das nuvens moleculares para as estrelas recém-nascidas e os seus discos de formação planetária e cintos de cometas”, diz Göran Pilbratt, cientista do projecto Herschel da ESA.

Nascimento de Estrelas

As imagens impressionantes do Herschel de complexas redes de poeira e filamentos de gás dentro da Via Láctea permitem construir a história ilustrada da formação de estrelas. Estas observações singulares do infravermelho longínquo deram aos astrónomos uma



nova visão sobre como a turbulência provoca gases no meio interestelar, dando origem a uma estrutura tipo rede filamentosa dentro de nuvens moleculares frias.

Se as condições forem adequadas, a gravidade então fragmenta os filamentos em núcleos compactos. Profundamente enraizado dentro desses núcleos estão proto-estrelas, as sementes de novas estrelas que aqueceram suavemente a poeira à sua volta apenas alguns graus acima do zero absoluto, revelando as suas posições aos olhos sensíveis ao calor do Herschel.

Notícia e imagem: ESA

Sarah Brightman deverá visitar a ISS em 2015

A agência espacial russa Roscosmos e a empresa Space Adventures, Ltd., chegaram a um acordo básico sobre o voo da cantora britânica Sarah Brightman até à ISS. A missão está prevista para Outubro de 2015.

Futuramente ainda serão discutidas várias questões relacionadas com a implementação do programa de voo, incluindo o desenvolvimento e aprovação dos planos de formação, bem como a permanência da britânica na ISS.

A missão Soyuz TMA-18M, na qual Sarah Brightman irá participar, será comandada pelo cosmonauta russo Sergei Volkov e contará ainda com a participação do dinamarquês Andreas Mogensen. O lançamento está previsto para 30 de Setembro de 2015. Mogensen e Brightman deverão regressar à Terra a 9 de Outubro a bordo da Soyuz TMA-16M comandada por Yuri Lonchakov.



Imagem: Dan Hallman/Invision/AP

Notícias espaciais da China

A actividade espacial na China mantém-se intensa quando provavelmente nos encontramos a menos de um mês do lançamento da sua próxima missão espacial tripulada, a SZ-10 Shenzhou-10.

Assim, em Fevereiro passado o primeiro tanque principal do novo foguetão lançador CZ-7 Chang Zheng-7, saiu da linha de produção. Tendo um diâmetro de 3,35 metros, este foi o tanque mais comprido alguma vez produzido na China. No mês de Março foi entregue o primeiro tanque de oxidante dos propulsores laterais de combustível líquido.



Enquanto que a China prepara o lançamento da sua estação espacial modular que deverá estar operacional em 2020, surgem rumores acerca do seu programa lunar tripulado. Não havendo ainda dados oficiais sobre o mesmo ou mesmo o estabelecimento de um calendário oficial (ou mesmo um programa oficial!), vários departamentos governamentais chegaram a um consenso e apontam o ano de 2025 como o ano em que terá lugar a primeira alunagem tripulada da China.

O longo caminho para o lançamento do foguetão CZ-5 Chang Zheng-5, cuja primeira missão foi adiada, passou por vários sucessos em 2012 com a realização bem sucedida de 27 testes principais nos sistemas deste lançador modular. O teste mais recente foi a realização de um teste pirotécnico realizado em princípios de Janeiro de 2013.

Por outro lado, uma revisão chave do sistema de controlo do lançador foi levada a cabo com sucesso, marcando assim o final da fase de protótipo e o início da fase de desenvolvimento do modelo de engenharia. A revisão levada a cabo focou-se nos desenhos redundantes e na tolerância às falhas. Em princípios de Março foi completado com sucesso o teste hidráulico do tanque de hidrogénio líquido do CZ-5, sendo utilizada uma tecnologia de emissão acústica. Entretanto, a Academia China de Tecnologia de Lançadores está a preparar o primeiro teste completo dos motores criogénicos YF-77 e que terá lugar no segundo semestre de 2013.

Avançando no desenvolvimento de novas plataforma de satélites de comunicações, foi recentemente realizado um teste de ensaio do sistema de propulsão eléctrica da plataforma DFH-3B. Este teste abre assim caminho à futura utilização desta plataforma para a construção de satélites de comunicações. Neste teste, o motor eléctrico foi integrado com o modelo de engenharia do satélite e teve uma duração de 18 dias. Todos os satélites geostacionários e satélites geostacionários em órbitas inclinadas da fase 3 do sistema de navegação Beidou, irão utilizar esta plataforma.

O modelo de engenharia do satélite meteorológico FY-4 Fengyun-4 encontra-se na sua montagem final e o desenvolvimento do modelo de voo deverá ser iniciado em 2013. Durante o 3º encontro entre a China e a agência espacial europeia ESA, foi acordada a inclusão de cargas na série de microondas do FY-4. A ESA é responsável pelo desenvolvimento do sensor de humidade.

A 1 de Fevereiro de 2013 foram realizadas em Pequim as sessões de análise e de revisão para as missões HY-1C Haiyang-1C, HY-1D Haiyan-1D e HY-2B Haiyang-2B. Estes três satélites constituem os veículos de substituição da primeira geração de satélites oceanográficos da China. Os satélites terão melhores capacidades do que os anteriores e os tempos de vida úteis serão superiores.

A 8 de Janeiro de 2013 a Corporação de Ciência e Tecnologia Aeroespacial da China e o Centro de Engenharia Espacial e Lunar, iniciaram uma revisão independente do desenvolvimento do modelo de voo da sonda lunar Chang'e-3 cujo lançamento está previsto para Dezembro de 2013. Entretanto, o subsistema de propulsão da Chang'e-3 já foi entregue pelo fabricante AAPT que também desenvolveu o sistema de propulsão variável para a descida lunar que por sua vez executou um teste bem sucedido a 17 de Março (a mesma empresa revelou que se encontra a estudar a utilização de motores reutilizáveis para um futuro lançador reutilizável).

A 3 de Março foi finalizada a revisão do radar de acoplagem a laser da sonda lunar Chang'e-5. O local de descida da Chang'e-5 foi seleccionado no Norte do país, sendo muito provavelmente o local de descida utilizado pelas missões tripuladas Shenzhou.

Roscosmos e NASA assinam acordo

No dia 26 de Abril de 2013 agência espacial russa Roscosmos e a agência espacial norte-americana NASA, assinaram um acordo complementar ao acordo assinado em 1993 para os serviços de transporte de tripulações da NASA e de outros parceiros para a estação espacial internacional em 2016 e que será válido até Junho de 2017.

Os serviços que serão prestados pela Roscosmos incluem as sessões de treino para as missões, bem como o treino de segurança para o voo espacial e a permanência de veículos de emergência acoplados à ISS que permitam o resgate dos tripulantes norte-americanos e de outros países em situações de emergência.

Corrigida a órbita da ISS

De acordo com o cronograma da estação espacial internacional, procedeu-se à correcção da sua órbita em preparação do regresso do veículo tripulado Soyuz TMA-07M a 14 de Maio e da chegada do veículo espacial tripulado Soyuz TMA-09M a 29 de Maio.

A manobra teve início às 0651:00UTC do dia 8 de Maio de 2013 com a ignição dos motores do veículo de carga Progress M-19M que se encontra acoplado ao módulo Zvezda. A manobra teve uma duração de 844 segundos e como resultado o incremento de velocidade na ISS foi de 1,5 m/s, aumentando a altitude média da sua órbita em 2,6 km para os 413,6 km.

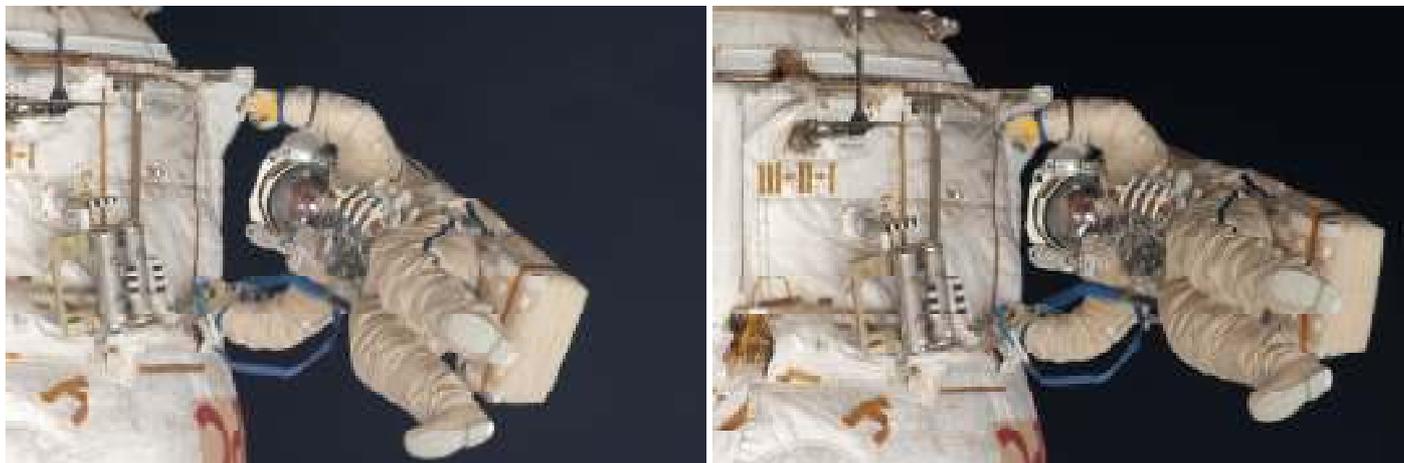
Após esta manobra a ISS ficou colocada numa órbita com um perigeu a 413,6 km de altitude, apogeu a 428,1 km de altitude, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 92,782 minutos.



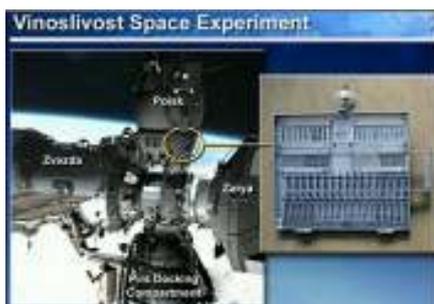
Voo espacial tripulado

Actividade extraveicular Rússia 32

No dia 19 de Abril de 2013 dois cosmonautas russos da Expedição 35 levaram a cabo uma actividade extraveicular (passeio espacial) no exterior da estação espacial internacional. A saída começou às 1403UTC com a abertura da escotilha exterior do módulo Pirs, permitindo que Pavel Vinogradov (envergando o fato extraveicular Orlan MK n.º 6) e Yuri Romamenko (envergando o fato extraveicular Orlan MK n.º 4) tivessem acesso ao exterior da ISS.



A primeira tarefa dos dois homens foi a instalação da experiência Obstanovka no exterior do módulo Zvezda, começando com a instalação de dois dispositivos mecânicos de processamento PVK MAD-1 e PKV MAD-2. A experiência Obstanovka irá estudar as ondas de plasma e o efeito do tempo espacial na ionosfera terrestre. De seguida, Vonogradov e Romanenko dirigiram-se para a parte posterior do Zvezda e procederam à troca de um retro-reflector laser que é utilizado nas acoplagens dos veículos de carga europeus ATV. O dispositivo anterior foi recolhido no interior do módulo Pirs. A necessidade de substituir este dispositivo surgiu depois dos problemas registados durante a acoplagem dos veículos ATV-2 em 2011 e Atv-3 em 2012. Os dois cosmonautas tiveram então a necessidade de proceder à limpeza dos seus fatos extraveiculares para evitar uma possível contaminação com combustível proveniente dos motores do módulo Zvezda que se encontravam perto do local onde estiveram a trabalhar. As toalhas de limpeza bem como o carroto do cabo da experiência Obstanovka foram descartadas às 1719UTC.

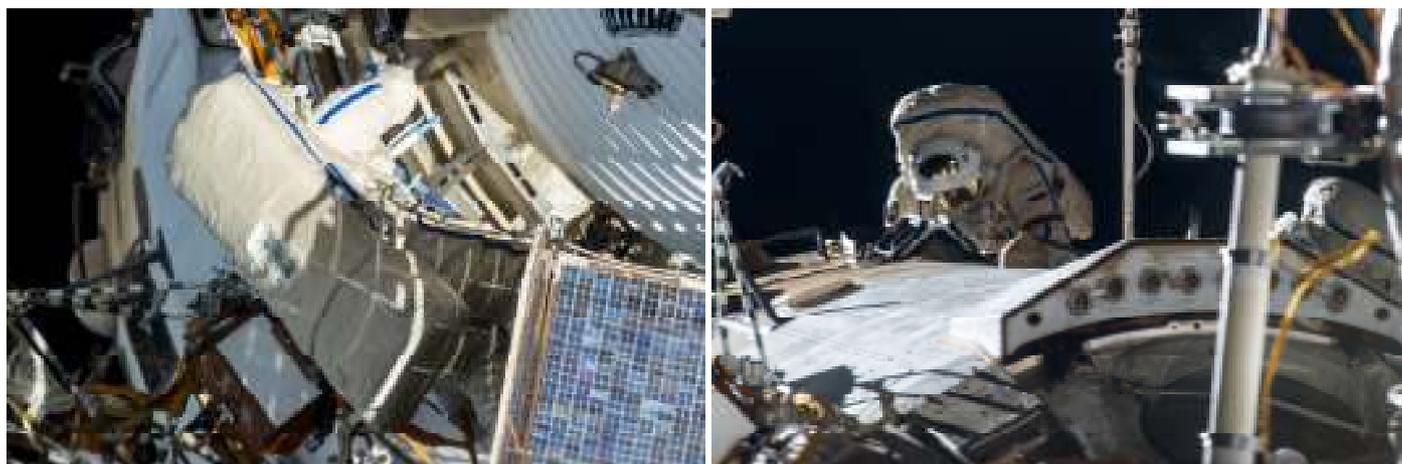


Continuando os trabalhos iniciados no princípio deste passeio espacial, os dois homens foram buscar ao módulo Pirs os dois contentores que continham as sondas ShKD-1 e ShKD-2, e fixaram-nas nos respectivos adaptadores MAD. Os contentores das sondas foram depois descartados às 1903UTC e às 1906UTC.

Após procederem à abertura dos mastros de fixação das sondas, os cosmonautas recolheram o módulo expositor Biorisk

MSN-3-C2 e depois deslocaram-se de novo para o módulo Pirs onde recolheram um dos dois painéis da experiência Vinoslivost. No entanto, às 2016UTC, Pavel Vinogradov largou inadvertidamente o painel que havia sido recolhido e este flutuou para o espaço.

Os dois homens regressaram ao interior do Pirs às 2028UTC e encerraram a escotilha exterior do módulo às 2041UTC. A repressurização do Pirs teve lugar às 2044UTC.

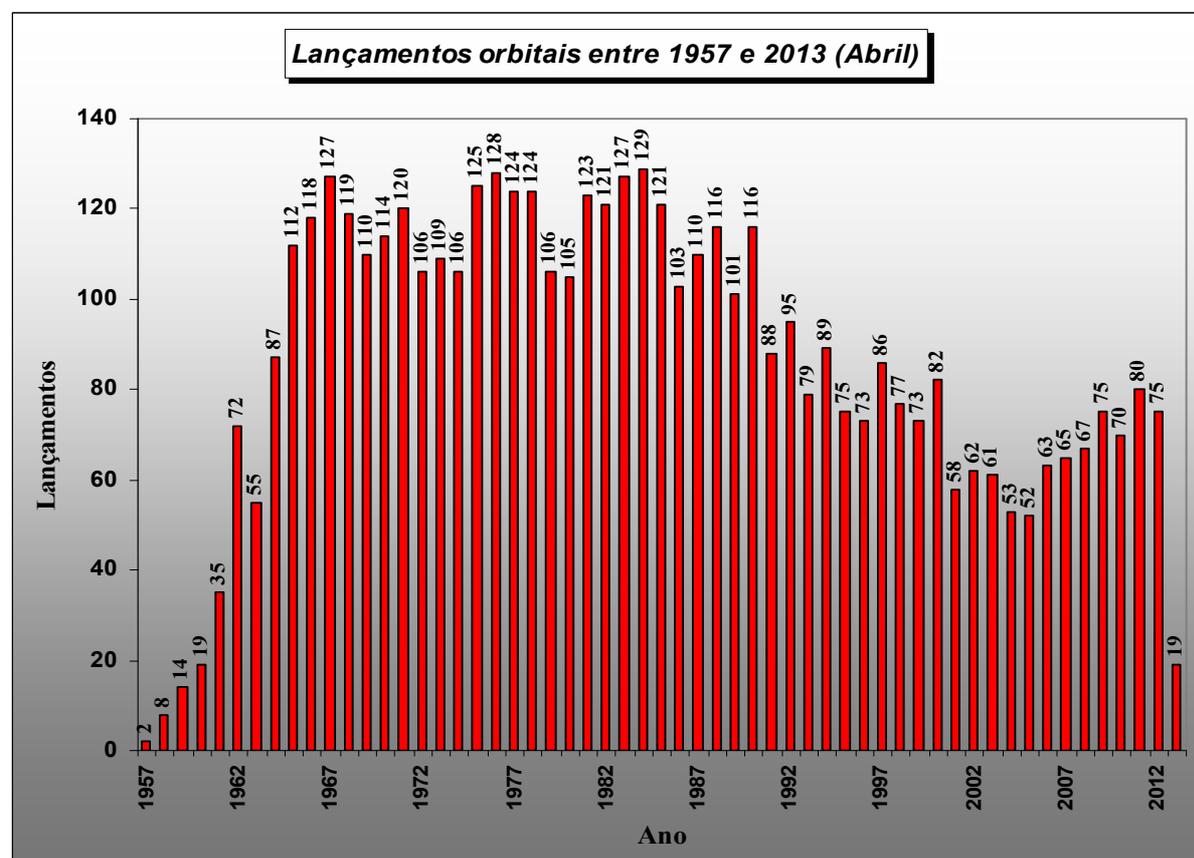
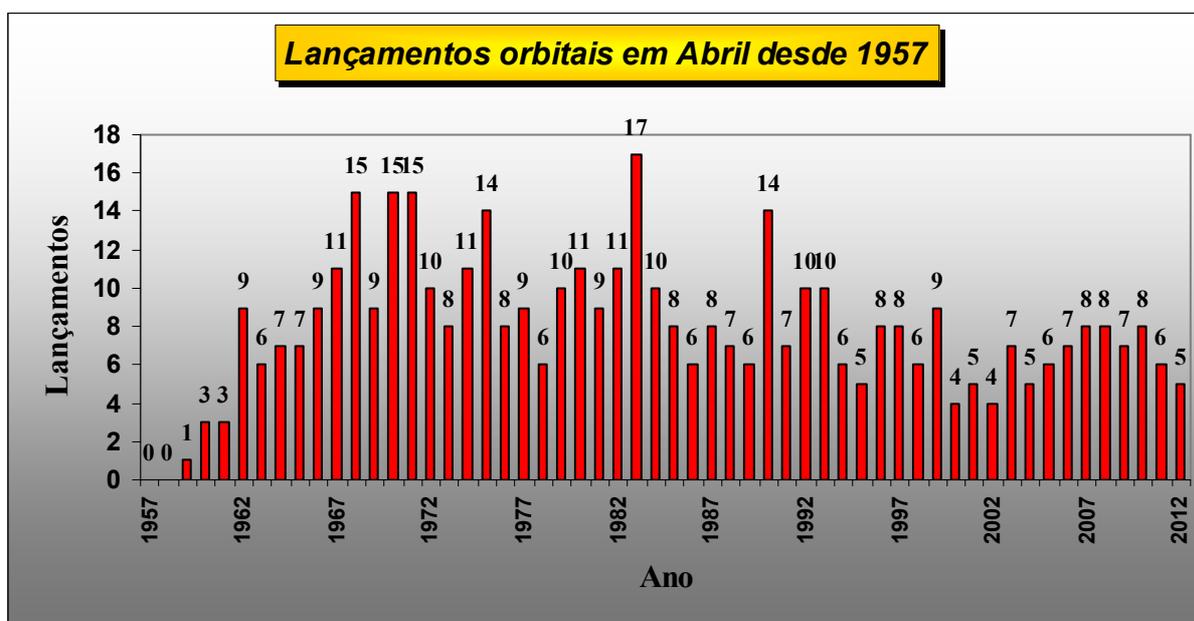


Nesta actividade extraveicular, Pavel Vinogradov tornou-se no mais velho ser humano a realizar um passeio espacial. Aos 59 anos de idade superou o anterior recorde que pertencia ao astronauta norte-americano Franklin Story Musgrave que aos 58 anos de idade havia participado na missão de manutenção do telescópio espacial Hubble em 1993. Esta foi a 167ª actividade extraveicular destinada à montagem ou manutenção da estação espacial internacional, sendo a 7ª actividade extraveicular para Pavel Vinogradov e 1ª para Yuri Romanenko.



Lançamentos orbitais em Abril de 2013

Em Abril de 2013 foram levados a cabo 6 lançamentos orbitais e colocaram-se em órbita 19 satélites operacionais. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Abril de 2013 foram realizados 4929 lançamentos orbitais, 448 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 9,1% do total e a uma média de 8,1 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Janeiro no qual se verificam menos lançamentos orbitais (294 lançamentos que correspondem a 6,0% do total de lançamentos com uma média de 5,3 lançamentos) e é no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (492 lançamentos que correspondem a 10,0% do total de lançamentos com uma média de 8,9 lançamentos). O total de lançamentos orbitais em 2013 corresponde a 0,39% do total de lançamento desde 1957.



Proton-M lança um novo pequeno irmão

Menos de um mês após o seu regresso, o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M voltou a fazer-se ouvir nas estepes do Cazaquistão na sua segunda missão em 2013. Desta vez, o objectivo foi a colocação em órbita o satélite canadiano Anik-G1 que assim segue uma série de veículos iniciada em 1972 com o lançamento do satélite Anik-A1¹. Em linguagem Inuktitut, ‘anik’ significa ‘pequeno irmão’

O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M

Tal como o 8K82K Proton-K (Протон-K), o 8K82KM Proton-M (Протон-M) é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Briz-M ou então utilizar os usuais estágios Blok DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Briz-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Blok DM construídos pela *RKK Energia*.

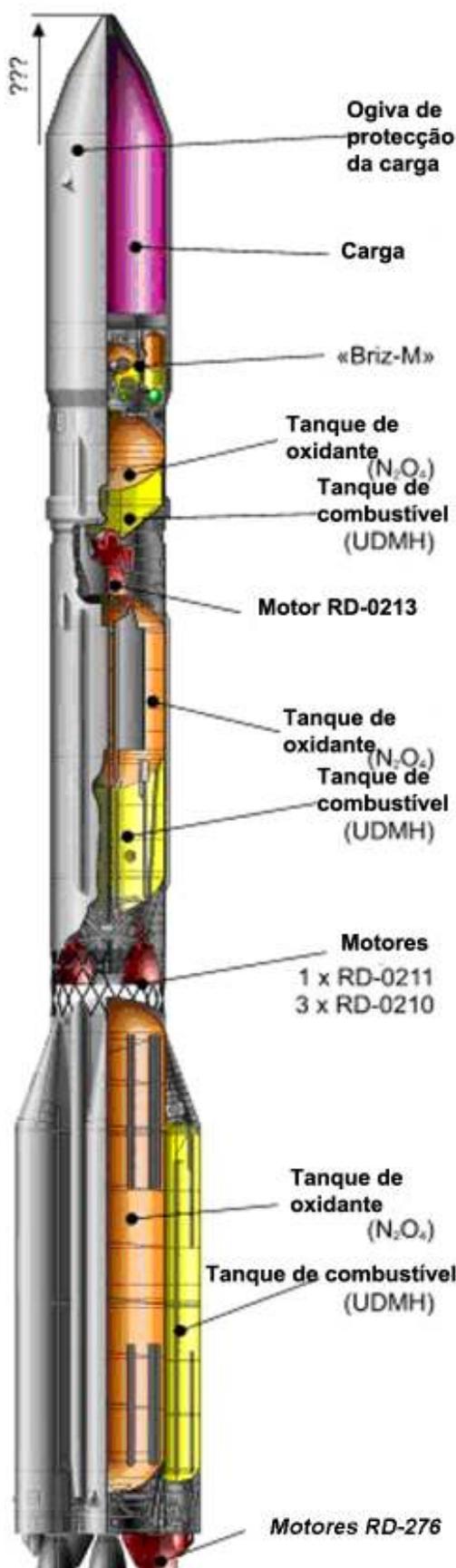
O 8K82KM Proton-M/Briz-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual *Khrunichev*, tal como o Briz-M.

Neste lançamento foi utilizado um estágio superior Briz-M Fase III. Esta é uma recente melhoria deste estágio que utiliza dois novos tanques de pressão (com uma capacidade de 80 litros), substituindo os anteriores seis tanques de dimensões mais pequenas. Procedeu-se ainda a uma recolocação dos instrumentos de comando para a zona central do tanque para assim mitigar as cargas de choque que o tanque de propolente adicional é ejectado.

O primeiro lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M teve lugar a 7 de Abril de 2001 (0347:00,525UTC) quando o veículo 53501 utilizando o estágio Briz-M (88503) colocou em órbita o satélite de comunicações Ekran-M 18 (26736 2001-014A) com uma massa de 1.970 kg a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24).

Modificações

A mais recente modificação levada a cabo no lançador Proton-M/Briz-M (Fase III) permite colocar numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona uma carga de 6.150 kg, tendo um aumento de massa de 1.150 kg em relação à versão original do lançador. Entretanto, foi já iniciada uma nova fase de modificações (Fase IV) que deverá terminar em 2013 com a capacidade de carga a ser aumentada para 6.300 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona e uma velocidade residual de 1,5 km/s para a órbita geossíncrona.



¹ O satélite Anik-A1 '06278 1972-090A, foi lançado às 0114UTC do dia 10 de Novembro de 1972 pelo foguetão Delta-1914 (580/D92) a partir do Complexo de Lançamento LC-17B do Cabo Canaveral.

	Proton-M	8S810M	8S811	8S812M	Briz-M	DM-2
Comprimento (m)	53,0	21,0	14,0	6,5	2,61	7,10
Diâmetro (m)	7,4	7,4	4,15	4,15	4,10	3,70
Massa bruta (kg)	712.800	450.400	167.828	50.747	22.170	17.300
Massa sem propolente (kg)		31.000	11.715	4.185	2.370	2.300
Massa do propolente (kg)		419.400	156.113	46.562	19800	15.000
Motor	-	6 X RD-276 ²	4 X RD-0210 ³	RD-0212	S5.98M	RD-58M
Propolente	-	UDMH/N ₂ O ₄	RP-1/LOX			
Força – nível do mar (kN)	2.971	10.532,34	-	-		
Força – vácuo (kN)	-	-	2.399	613,8	19,6	85,02
Impulso específico (s)	-	285	-	-	-	-
Impulso específico – vácuo (s)	-	-	327	325	326	352
Tempo de queima (s)	647,1	108	206	238	3.000	600

Ракета-носитель «Протон»

Обозначение

Военское – УР-500 Индекс ГРАУ – 8К82 «Протон»
Класс – Тяжелая ракета-носитель

Самая низкая стоимость доставки 1 кг груза на орбиту

Назначение

Вывод космических аппаратов гражданского и военного назначения на низкую и геостационарную орбиту

Всего запусков ... 366
Успешных ... 97%

Используется при запуске

- телекоммуникационных спутников
- межпланетных космических аппаратов («Марс-96»)
- навигационных спутников (ГЛОНАСС)
- спутников системы предупреждения о ракетном нападении
- модулей орбитальных станций («Мир» и МКС)

Технические характеристики «Протон-М»

Длина 53 м Топливо / окислитель: несимметричный диметилгидразин (Удмгил) / тетраоксид азота

Диаметр 7,4 м

Стартовая масса 702 т

Число ступеней 3 шт.

Масса полезной нагрузки:
при выводе на низкую опорную орбиту ~ 22 т
при выводе на геостационарную орбиту до 4 т



История

- 1 Разрабатывалась ОКЕ Челябинск с 1962 года как сверхтяжелая МБР для доставки к цели ВЧ мощностью 100 мегатонн
- 2 Впоследствии принято решение о разработке ракеты-носителя
- 3 Первый пуск в варианте 8К82К Протон-К с разгонным блоком «Д» – 10 марта 1967 г.
- 4 Первый пуск в варианте 8К82КМ Протон-М с разгонным блоком «Бриз-М» – 7 апреля 2001 г.

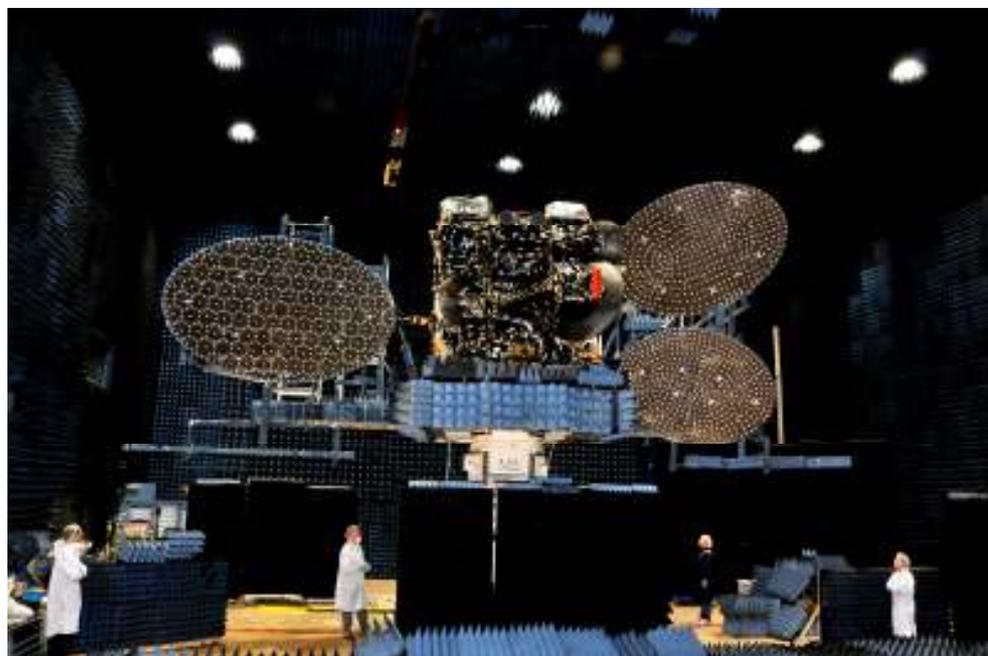
РИА НОВОСТИ © 2011 www.ria.ru

² Também designado RD-275M ou 14D14M. O motor RD-275 resultou dos melhoramentos ao motor RD-253 levados a cabo entre 1987 e 1993 com o intuito de se produzir uma versão mais potente do motor RD-253. Uma força superior em 7,7% foi conseguida ao aumentar a pressão na câmara de combustão e permitiu elevar a massa da carga para a órbita geostacionária em mais de 600 kg. Este motor foi pela primeira vez utilizado no lançador Proton-M em 1995. A *Energomash* começou o desenvolvimento de uma versão mais potente do motor RD-275 em 2001, tendo uma potência 5,2% superior o que permite mais 150 kg de carga para a órbita geossíncrona.

³ Também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Nº Série	Fase	Plataforma	Satélites
2012-015	23-Abr-12	22:18:12,966	4925146738 93527 / 99529	III	LC200 PU-39	YahSat-1B (38245 2012-015A)
2012-026	17-Mai-12	19:12:13,975	93529 / 99530	III	LC81 PU-24	Nimiq-6 (38342 2012-026A)
2012-036	09-Jul-12	18:38:29,994	4923656742 93530 / 99531	III	LC81 PU-24	SES-5 (38652 2012-036A)
2012-044	06-Ago-12	19:31:00,018	5113656743 93531 / 99532	III	LC81 PU-24	Telkom-3 (38744 2012-044A) Express-MD2 (38745 2012-044B)
2012-057	14-Out-12	08:36:59,997	6305146737 93526 / 99534	III	LC81 PU-24	Intelsat-23 (38867 2012-057A) Luch-5B (38977 2012-061A)
2012-061	02-Nov-12	21:03:59,991	6303656744 93532/99533	III	LC81 PU-24	Yamal-300K (38978 2012-061B)
2012-065	20-Nov-12	18:30:59,977	4923656745 93533/99528	III	LC200 PU-39	EchoStar-16 (39008 2012-065A)
2012-070	08-Dez-12	13:13:42,928	5115656746 93534/99535	III	LC81 PU-24	Yamal-402 (39022 2012-070A)
2013-012	26-Mar-13	19:06:47,973	4925656748 93536/99536	III	LC200 PU-39	Satmex-8 (39122 2013-012A)
2013-014	15-Abr-13	18:35:59,986	93537/99538	III	LC200 PU-39	Anik-G1 (39127 2013-014A)

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M referindo-se as várias fases de desenvolvimento. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão.
Tabela: Rui C. Barbosa



Anik-G1

O satélite Anik-G1 é um veículo *Fixed Satellite Services* (FSS) construído pela *Space Systems/Loral* para a *Telesat* que irá operar a 107,3º de longitude Oeste na órbita geossíncrona, estando co-localizado com o satélite Anik-F1 e assim duplicando os serviços baseados nos repetidores de banda C e de banda Ku que servem a América do Sul a partir daquela posição orbital.

O Anik-G1 transporta três cargas de comunicações, incluindo uma carga de banda X para comunicações governamentais sobre o continente americano e o Oceano Pacífico. O satélite foi projectado para fornecer serviços de televisão *Direct-To-Home* (DTH) no Canadá, bem como serviços de banda larga, voz, dados e vídeo na

América do Sul onde o crescimento económico tem levado a uma maior demanda de serviços de satélite. O Anik-G1 é o primeiro satélite comercial com uma cobertura substancial de banda X do Pacífico incluindo o Havai.

O satélite é baseado na plataforma SS/L-1300 e deverá estar operacional durante 15 anos. A tabela seguinte mostra as principais especificações do satélite Anik-G1.

Aplicações	FSS
Órbita	GEO
Localização orbital	107,3° Oeste
Operador	Telesat Canada
Cobertura	Continente americano, Oceano Pacífico
Principal construtor	Space Systems/Loral
Plataforma	Loral FS-1300
Massa no lançamento (kg)	4.905
Dimensões (armazenado, m)	3,305 x 2,27 x 6,274
Tempo de missão (anos)	15
Bandas de comunicações	C, Ku, X
Banda C	
Número de repetidores	24 x 36 MHz
Recepção	5,925 a 6,425 GHz
Transmissão	3,7 a 4,2 GHz
Banda Ku	
Número de repetidores	12 x 36 MHz e 16 x 27 MHz em banda Ku alongada
Recepção	13,75 a 14,5 GHz
Transmissão	10,95 a 11,2 e 11,45 a 12,2 GHz
Banda X	
Número de repetidores	3 x 36 MHz
Recepção	7,9 a 8,4 GHz
Transmissão	7,25 a 7,75 GHz



Processo de «encapsulamento» ou de colocação do satélite Anik-G1 juntamente com o estágio superior Briz-M no interior da carenagem de protecção. Imagens: GKNPTs Khrunichev

Lançamento

O lançamento do Anik-G1 estava inicialmente previsto para ter lugar a 31 de Janeiro de 2013 sendo levado a cabo pelo foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93536/99538). Posteriormente, o lançamento era antecipado em dois dias mas devido aos problemas registados com o estágio superior Briz-M (99535) durante o lançamento do satélite Yamal-402 a 8 de Dezembro de 2012, todos os lançamentos deste foguetão eram suspensos e o lançamento do Anik-G1 era adiado esperando os resultados da comissão que iria investigar as causas do sucedido com o Briz-M (99535). O lançamento seria depois agendado para o dia 15 de Abril utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538) com o satélite a chegar ao Cosmódromo de Baikonur no dia 18 de Março.

O processo de integração dos diferentes estágios do foguetão lançador bem como o processamento do satélite e a sua integração no estágio superior formando a Unidade Orbital e desta com os estágios inferiores, decorreu sem problemas. Posteriormente, o lançador foi transportado para a estação de abastecimento 11G141 na Zona 91A, onde os tanques de baixa pressão do estágio Briz-M foram abastecidos com os gases de pressurização e os propelentes necessários para as suas manobras orbitais. Finalizadas as operações de abastecimento, o veículo lançador seria transferido para a Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200 a 12 de Abril.



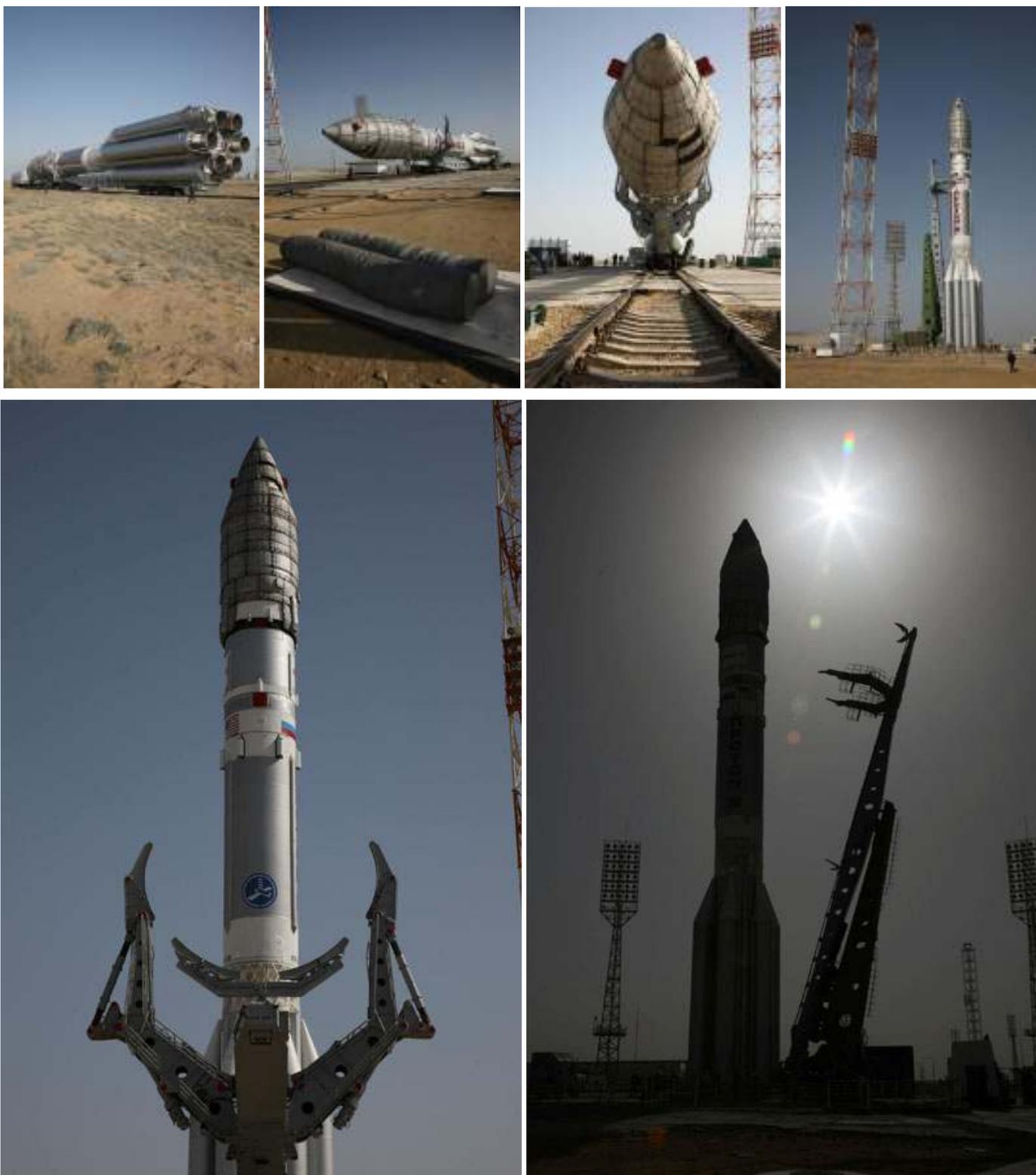
Integração da Unidade Orbital (satélite + Briz-M + carenagem de protecção) com o foguetão lançador e posterior transporte para a estação de abastecimento. Imagens: GKNPTs Khrunichev.

Após chegar à plataforma de lançamento, o lançador é inspeccionado visualmente antes de se proceder à remoção das coberturas de rádio frequências. Procede-se de seguida à erecção do lançador e após este estar na posição vertical a carenagem é ligada ao sistema de controlo do modo térmico líquido. O sistema de fornecimento de energia aos satélites é activado e são executados testes de rádio frequência. Todos os sistemas do lançador são inspeccionados e nesta fase a torre móvel de serviço é deslocada para a plataforma de lançamento, servindo de apoio técnico ao veículo. Os ductos de ar condicionado são ligados e procede-se à activação do modo do sistema de controlo térmico. Nesta altura é desactivado o sistema de controlo do modo térmico líquido. As coberturas térmicas são agora removidas e procede-se à verificação da tensão da banda de fixação. São verificadas as ligações de rádio e procede-se à carga das baterias da carga.

No segundo e terceiro dia de preparativos para o lançamento são realizadas operações com a carga a bordo do lançador, procedendo-se à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio. A torre móvel de serviço é evacuada no terceiro dia e procede-se a uma simulação da contagem decrescente. No dia anterior ao lançamento são removidos os dispositivos de protecção da carenagem e procede-se ao registo fotográfico das operações de encerramento dos diversos elementos do lançador. Procede-se também à instalação das câmaras de vídeo na plataforma de lançamento, à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio.

A cerca de T-11h 30m tem lugar a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do estágio superior Briz-M. A decisão de prosseguir com o lançamento é tomada cerca de oito horas antes da hora prevista para a ignição e é tomada pelo Comissão Intergovernamental. Nesta altura, a plataforma de lançamento é evacuada de todo o pessoal que não é essencial para as operações. A T-1h 10m dá-se a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do foguetão Proton-M e o início do abastecimento dos três estágios inferiores ocorre a T-6h. A T-5h, começam as actividades da contagem decrescente. A plataforma de lançamento é reaberta a T-2h

30m para as operações finais de encerramento do lançador. Pelas T-2h todo o pessoal técnico deve encontrar-se nas suas posições finais para o lançamento.



O transporte do foguetão lançador para a plataforma de lançamento. Imagens: GKNPTs Khrunichev

A torre móvel de serviço começa a ser deslocada para a sua posição de lançamento a T-1h. As actividades finais da contagem decrescente têm início a T-45m. O sinal do sistema de propulsão é gerado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador. As unidades do sistema remoto da contagem decrescente são sincronizadas com o relógio principal da contagem decrescente. O sistema de abortagem é armado a T-35m (uma luz verde no painel de controlo indica

que o sistema de finalização de voo está pronto). Duas unidades redundantes na unidade de abortagem de lançamento são sincronizadas com o relógio da contagem decrescente (nesta altura o interruptor da unidade de abortagem está activo).

A T-10m o cliente indica de forma verbal a prontidão para o lançamento. Esta indicação é transmitida através da rede da contagem decrescente que interliga os vários intervenientes na actividade. O sinal de comando de T-300s é enviado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador para o equipamento semelhante no estágio Briz-M para sincronizar a hora de lançamento. Entretanto o Briz-M inicia a sua transferência para o fornecimento interno de energia. A T-2m o equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador começa a transferência para o fornecimento interno de energia (para os três estágios inferiores), enquanto que o estágio Briz-M finaliza este procedimento iniciado anteriormente. Um sinal é enviado pelo Briz-M para o lançador indicando a sua prontidão para o lançamento.

A activação da giro-plataforma teve lugar a T-5s e as verificações finais são feitas a T-3,1s pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador (verificando a prontidão do lançador, do estágio superior e da sua carga). Se todos os componentes do sistema estiverem prontos, é enviado um sinal para se iniciar a sequência de ignição do primeiro estágio. Os seis motores RD-276 do primeiro estágio do Proton-M entram em ignição a T-1,756s até atingirem 50% da força nominal.



A ignição a T-0s (1835:59,986UTC do dia 15 de Abril) e a confirmação para o lançamento surge de imediato. A sequência de ignição verifica se todos os motores estão a funcionar de forma nominal antes de se permitir o lançamento. O foguetão ascende verticalmente durante cerca de 10 segundos. O controlo de arfagem, da ignição e fim de queima dos motores, o tempo de separação da ogiva de protecção e o controlo de atitude, são todos calculados para que os estágios extintos caíam nas zonas pré-determinadas.

A ignição do segundo estágio teve lugar às 1837:54,982UTC. Esta ignição ocorre ainda com o primeiro estágio ligado ao segundo através de uma estrutura através da qual se escapam os gases da combustão. A separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorria às 1838:00,280UTC. A ignição do segundo estágio terá uma duração de 3 minutos e 32 segundos antes de ocorrer a ignição do terceiro estágio e a separação entre os dois. A ignição do terceiro estágio inicia-se com a entrada em funcionamento dos seus motores vernier às 1841:24,698UTC, seguindo-se o final da queima do segundo estágio às 1841:27,447UTC e a separação entre os dois estágios às 1841:29,872UTC. A separação das duas metades da carenagem de protecção ocorreu às 1841:45,931UTC (a indicação da sua separação surgiu 0,099 segundos depois).

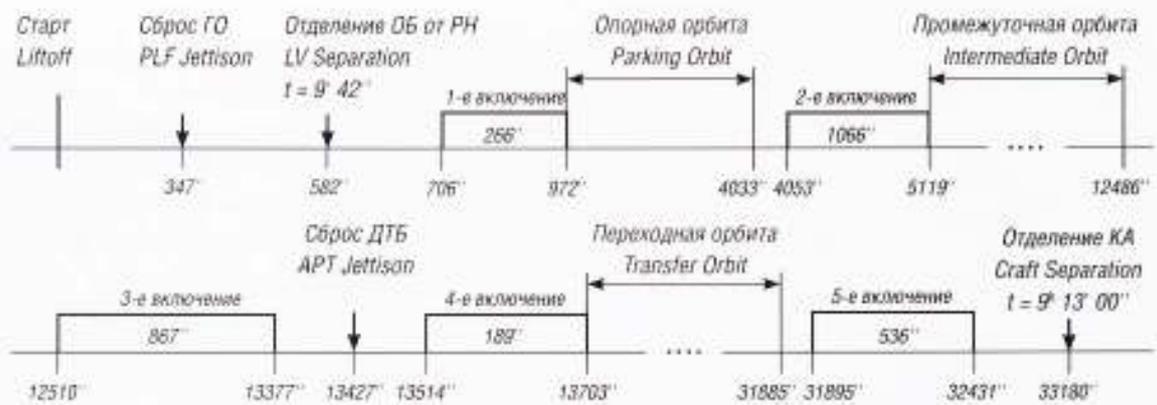
O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M. Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M (1845:42,680UTC), são accionados os motores de estabilização do estágio superior para eliminar a velocidade angular resultante da separação e proporcionar ao Briz-M

a orientação e estabilidade ao longo da trajectória suborbital onde se encontra antes da sua primeira ignição. Nesta fase o conjunto encontra-se numa trajectória suborbital com um perigeu a -493,31 km, apogeu a 170,60 km e inclinação orbital de 51,55°. A primeira queima do Briz-M decorre entre as 1847:47,152UTC e as 1852:06,413UTC. Após a realização da primeira queima do estágio Briz-M, o conjunto ficou colocado numa órbita circular a altitude de 172,86 km e uma inclinação orbital de 51,55°.





Расчетная циклограмма выведения КА Anik G1
Anik G1 Injection Graph



A segunda queima do Briz-M é executada no primeiro nodo de ascensão da órbita de suporte e após esta queima a Unidade de Ascensão atinge uma órbita intermédia. Esta segunda queima do Briz-M ocorreu entre as 1943:33,158UTC e as 2000:56,491UTC. Após a realização da segunda queima do estágio Briz-M, o conjunto ficou colocado numa órbita com um apogeu a uma altitude de 4.999,86 km, perigeu a uma altitude de 269,86 km e uma inclinação orbital de 50,3°.

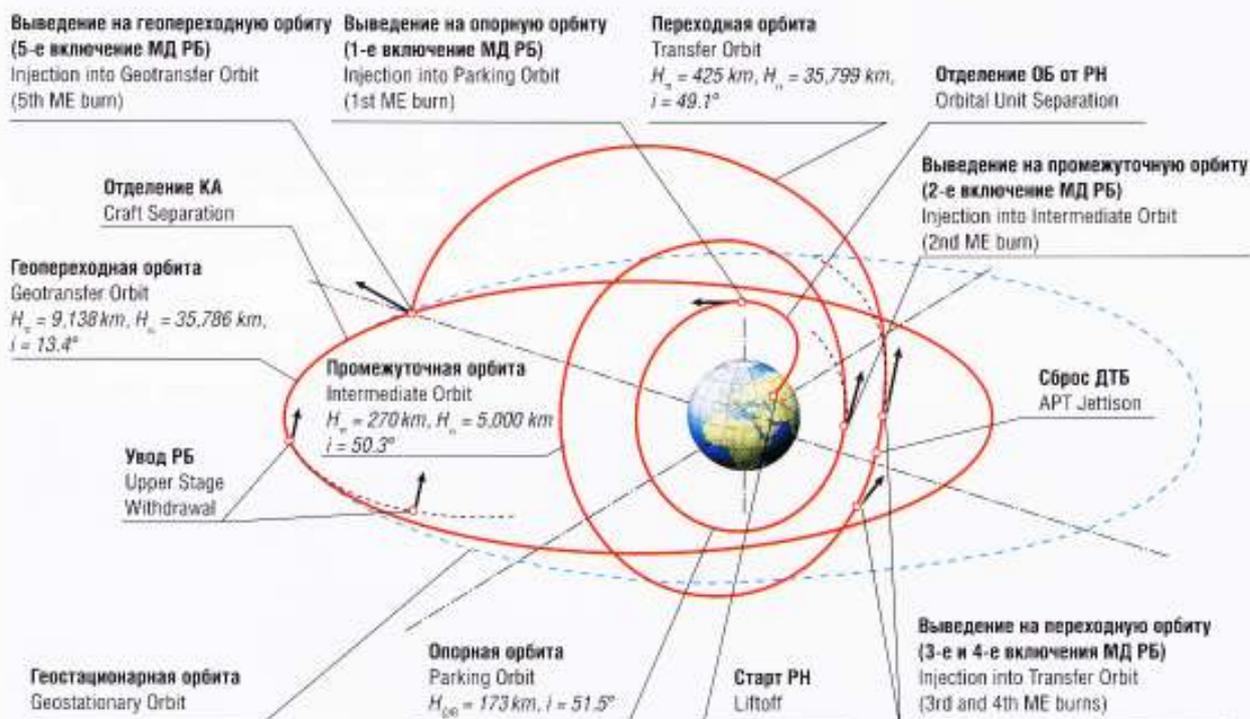
A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final. A terceira queima teve lugar entre as 2204:30,055UTC e as 2218:45,562UTC, seguindo-se a separação do tanque auxiliar de combustível às

2219:35,730UTC e a quarta queima decorreu entre as 2221:14,432UTC e as 2224:18,485UTC. O conjunto encontra-se agora numa órbita de transferência com o perigeu a 424,86 km de altitude, apogeu a 35.798,83 km de altitude e inclinação orbital de 49,1°.

A quinta e última queima do estágio Briz-M entre as 0327:35,210UTC e as 0336:22,906UTC do dia 16 de Abril. A separação do satélite Anik-G1 teria lugar às 0348:44,315UTC, ficando colocado numa órbita com um perigeu a 9.138,62 km de altitude, apogeu a 35.785,86 km de altitude, inclinação orbital de 13,4° e período orbital de 812,38 minutos.

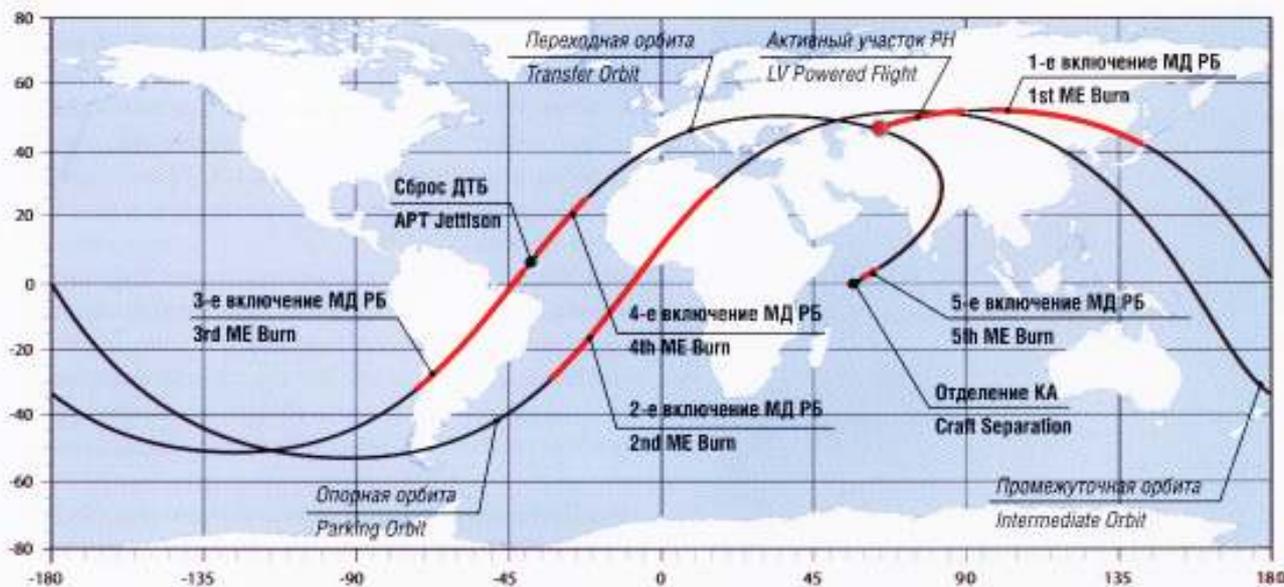
Схема полета РН «Протон-М», РБ «Бриз-М» при выведении Anik G1 на целевую орбиту

Proton-M / Breeze-M System Trajectory



Трасса полета РН «Протон-М», РБ «Бриз-М» при выведении Anik G1 на целевую орбиту

Proton-M / Breeze-M System Flight Path

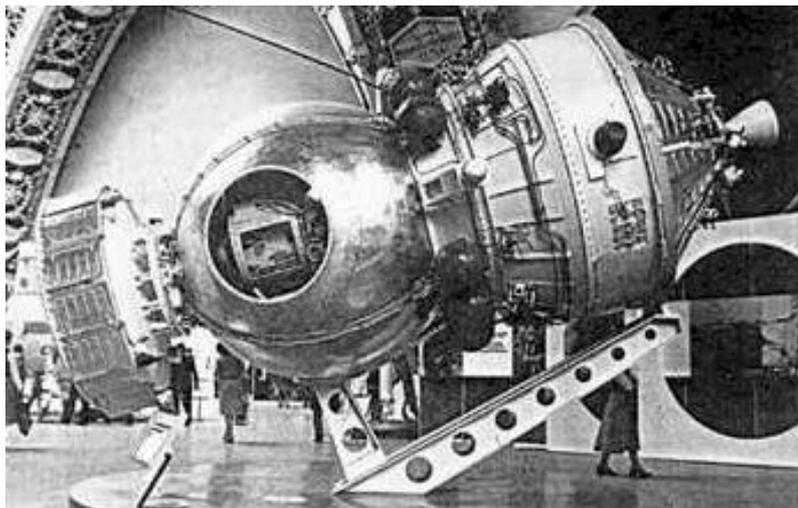


Primeiro Bion-M em órbita

A Rússia retomou o seu programa de investigação das ciências da vida após um hiato de cerca de 17 anos após o lançamento do satélite Bion-11 a 24 de Dezembro de 1996. O projecto Bion-M, que tal como o projecto anterior é dirigido pelo Instituto de Problemas Médicos e Biológicos, Moscovo, foi concebido para permanecer por longos períodos (até seis meses) em órbita, fornecendo assim aos cientistas um tempo de exposição às condições de microgravidade e ao ambiente espacial, consideravelmente superior à capacidade anterior.

O programa Bion

O programa de investigação Bion (Бюи) surgiu devido à necessidade de investigar os efeitos da exposição prolongada ao ambiente espacial em órbita terrestre. Em meados dos anos 60 do século XX, os cosmonautas russos não haviam passado mais de cinco dias em órbita terrestre. Por outro lado, estes voos com uma duração de cinco dias, já haviam revelado alguns problemas com cães que



havam permanecido por estes «longos» períodos em órbita, notando-se uma degradação da saúde das suas estruturas ósseas e da sua musculatura.

Perante estes problemas, o Instituto de Problemas Médicos e Biológicos sediado em Moscovo, propôs a criação de um programa de experiências relacionadas com a investigação das Ciências da Vida em órbita terrestre com o objectivo de avançar o conhecimento relacionado com a biologia espacial antes de se avançar para missões tripuladas de longa duração. O programa seria oficialmente aprovado a 13 de Janeiro de 1970.

A 1 de Junho de 1970 é lançada desde o Cosmódromo NIIP-5 Baikonur, a missão espacial Soyuz-9 transportando os cosmonautas Andriyan Grigoryevich Nikolayev e Vitaly Ivanovich Sevastyanov. Esta missão teve uma duração de mais de 17 dias e o seu objectivo

era o estudo dos efeitos no corpo humano da presença prolongada num ambiente de ausência de peso em preparação para as futuras missões a bordo das estações espaciais Salyut e Almaz, bem como determinar a influência que esse ambiente teria no trabalho dos cosmonautas em termos individuais e como uma tripulação. Regressando à Terra a 19 de Junho, Andriyan Nikolayev e Vitaly Sevastyanov, encontravam-se muito enfraquecidos devido à prolongada presença num ambiente de ausência de peso e devido ao facto de terem dispensado a realização de exercício físico para poderem dedicar mais tempos aos trabalhos

científicos. Os dois homens demoraram cerca de dez dias para voltarem ao normal. Assim, a missão da Soyuz-9 veio reforçar a importância da realização de um programa de investigação das Ciências da Vida em órbita terrestre.

O programa Bion decorreu entre 1973, com o lançamento do satélite Cosmos 605, e 1996, com o lançamento do satélite Bion-11. Com uma estrutura semelhante às cápsulas espaciais tripuladas Vostok, os satélites Bion foram desenvolvidos pela fábrica TsSKB Progress, Samara. O seu desenho surgiu a partir dos veículos Resurs-F, sendo composto por um módulo de reentrada e um módulo de serviço.

No total foram colocados em órbita onze satélites utilizando foguetões 11A511U Soyuz-U a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. Mais de 40 espécies foram utilizadas nestas missões das quais seis transportaram



macacos.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Lançador	Local Lançamento	Satélite
1973-089	31-Out-73	18:25	11A511U Soyuz-U (A15000-04)	NIIP-53 Plesetsk LC43/3	Cosmos 605 'Bion-1' 12KC (M15000-121) (06913 1973-089A)
1974-080	22-Out-74	18:00	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk LC43/4 (?)	Cosmos 690 'Bion-2' 12KC (A15000-122) (07478 1974-080A)
1975-110	25-Nov-75	17:00	11A511U Soyuz-U (Ф15000-22)	NIIP-53 Plesetsk LC43/3	Cosmos 782 'Bion-3' 12KC (K15000-123) (08450 1975-110A)
1977-074	03-Ago-77	14:00	11A511U Soyuz-U (Д15000-113)	NIIP-53 Plesetsk LC43/3	Cosmos 936 'Bion-4' 12KC (Д15000-124) (10172 1977-074A)
1979-083	25-Set-79	15:30	11A511U Soyuz-U (Ж15000-193)	NIIP-53 Plesetsk LC41/1	Cosmos 1129 'Bion-5' 12KC (Ж15000-125) (11536 1979-083A)
1983-121	14-Dez-83	07:00	11A511U Soyuz-U (Ю15000-371)	NIIP-53 Plesetsk LC41/1	Cosmos 1514 'Bion-6' 12KC (Ю15000-06) (14549 1983-121A)
1985-059	10-Jul-85	03:15	11A511U Soyuz-U	NIIP-53 Plesetsk LC41/1	Cosmos 1667 'Bion-7' 12KC (??) (15891 1985-059A)
1987-083	29-Set-83	12:50	11A511U Soyuz-U (И15000-543)	NIIP-53 Plesetsk LC41/1	Cosmos 1887 'Bion-8' 12KC (И15000-08) (18380 1987-083A)
1989-075	15-Set-89	06:30	11A511U Soyuz-U (Т15000-599)	NIIP-53 Plesetsk LC41/1	Cosmos 2044 'Bion-9' 12KC (E15000-09) (20242 1989-075A)
1992-085	29-Dez-92	13:30	11A511U Soyuz-U (У15000-033)	NIIP-53 Plesetsk LC43/3	Cosmos 2229 'Bion-10' 12KC (??) (22300 1992-085A)
1996-073	24-Dez-96	13:50:00,215	11A511U-PBV Soyuz-U (?15000-050)	NIIP-53 Plesetsk LC43/4	Bion-11 (12KC H15000-011) (24701 1996-073A)

O programa Bion-M

O desenho e desenvolvimento do programa de investigação Bion-M (Бион-М) foi estabelecido no programa espacial federal da Federação Russa para 2006 – 2015, tendo sido aprovado pelo decreto n.º 635 de 22 de Outubro de 2005.

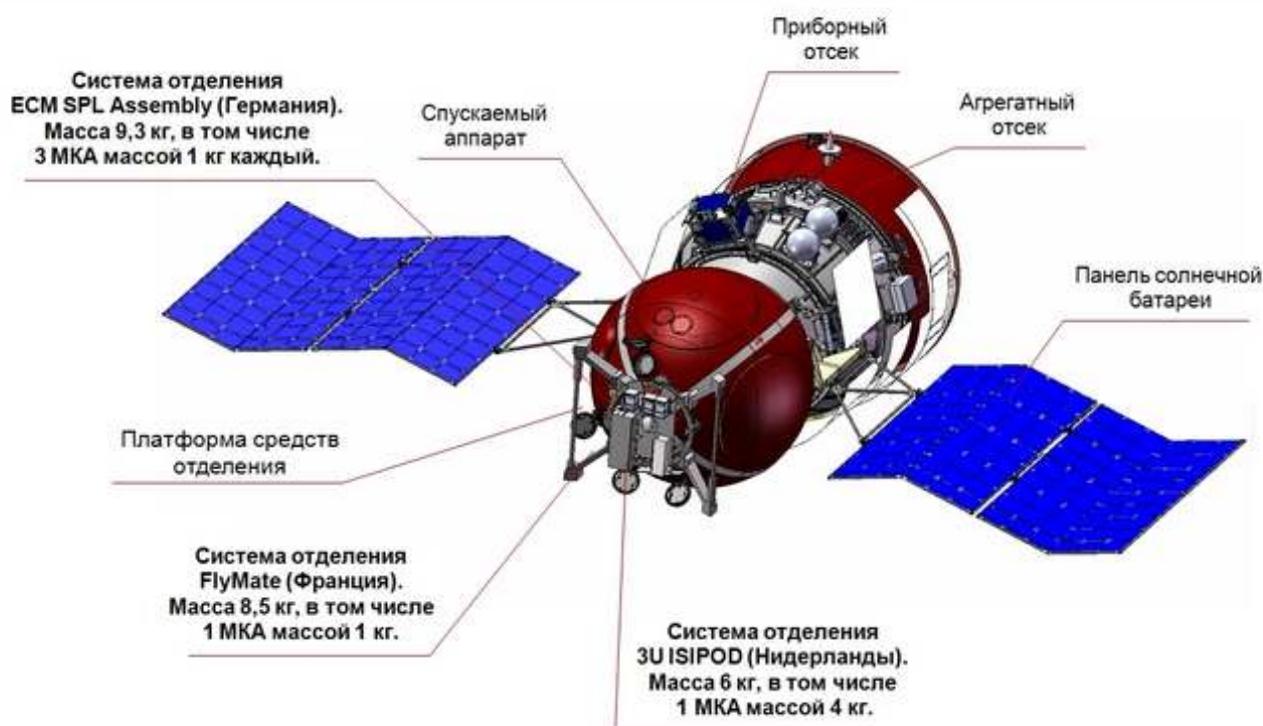
O programa tem como objectivo a realização de experiências fisiológicas, morfológicas, genéticas e de biologia molecular em vários espécimes de flora e fauna tendo em conta os futuros voos espaciais interplanetários de longa duração, incluindo as missões tripuladas a

Marte. Os animais utilizados nestas missões serão roedores, anfíbios, répteis, crustáceos, moluscos, pequenos peixes, insectos, bactérias, e culturas de células de animais e plantas. Devido aos elevados custos e a problemas éticos, o Instituto de Problemas Médicos e Biológicos, decidiu não prosseguir com a utilização de primatas nestas missões. O Instituto decidiu seguir regras éticas estritas, regulamentando a utilização de todos os outros animais, permitindo o seguimento independente do projecto por parte de observadores bioéticos.

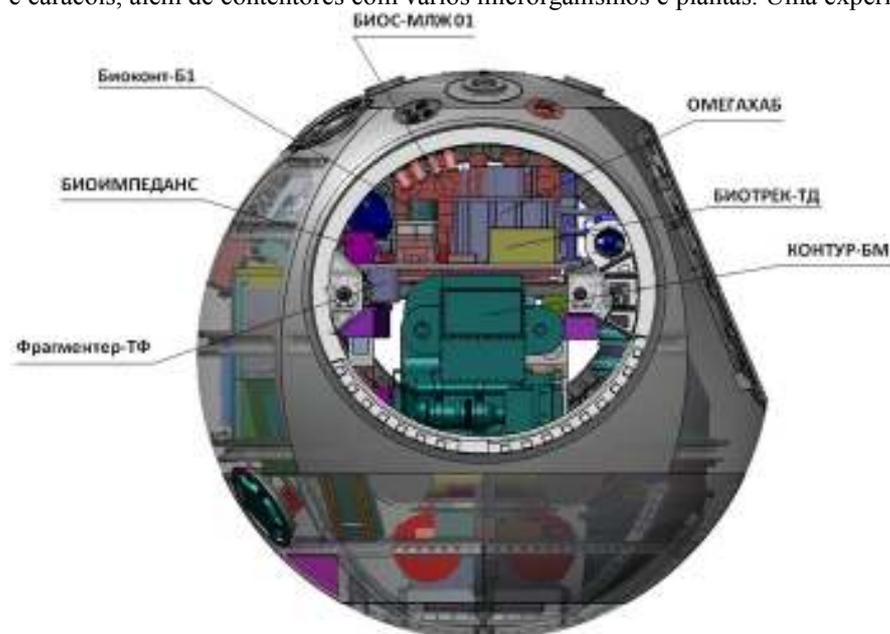
Lançamento	Data	Hora (UTC)	Lançador	Local Lançamento	Satélite
2013-015	19-Abr-13	10:00:00,279	14A14-1A Soyuz-2-1A (014)	Baikonur LC31 PU-6	Bion-M1 12KCM (J15000-01) (39130 2013-015A)

Os principais objectivos das experiências conduzidas a bordo do satélite Bion-M1 são: o estudo das funções vitais em microgravidade e durante o voo espacial; a investigação dos efeitos da microgravidade e da radiação ionizante em doses típicas para voos fora das cinturas de radiações da Terra; desenvolvimento de medidas efectivas de prevenção contra os efeitos nefastos do impacto a longo prazo da microgravidade num organismo; o estudo das doenças espaciais e de lesões traumáticas; e o desenvolvimento de uma tecnologia para a obtenção de substância bioactivas ultra puras em microgravidade.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «БИОН-М» №1



As experiências biomédicas transportadas a bordo do Bion-M1 foram projectadas por cientistas provenientes de instituições da Rússia, Estados Unidos, Alemanha, Canadá, Holanda, Polónia e de outros países. A bordo seguiram 45 ratos, 8 gerbos, 15 lagartixas e caracóis, além de contentores com vários microrganismos e plantas. Uma experiência singular envolvendo pequenos peixes e algas



foi projectada pelo Instituto de Problemas Médicos e Biológicos utilizando o equipamento OMEGAHAB desenvolvido pela agência espacial alemã.

A todos os níveis, o programa de investigação a bordo do Bion-M1 é único dentro do seu género. Pela primeira vez serão realizadas experiências fisiológicas práticas não só durante o decorrer da missão, mas também durante as fases críticas do lançamento e da aterragem após 30 dias em órbita.

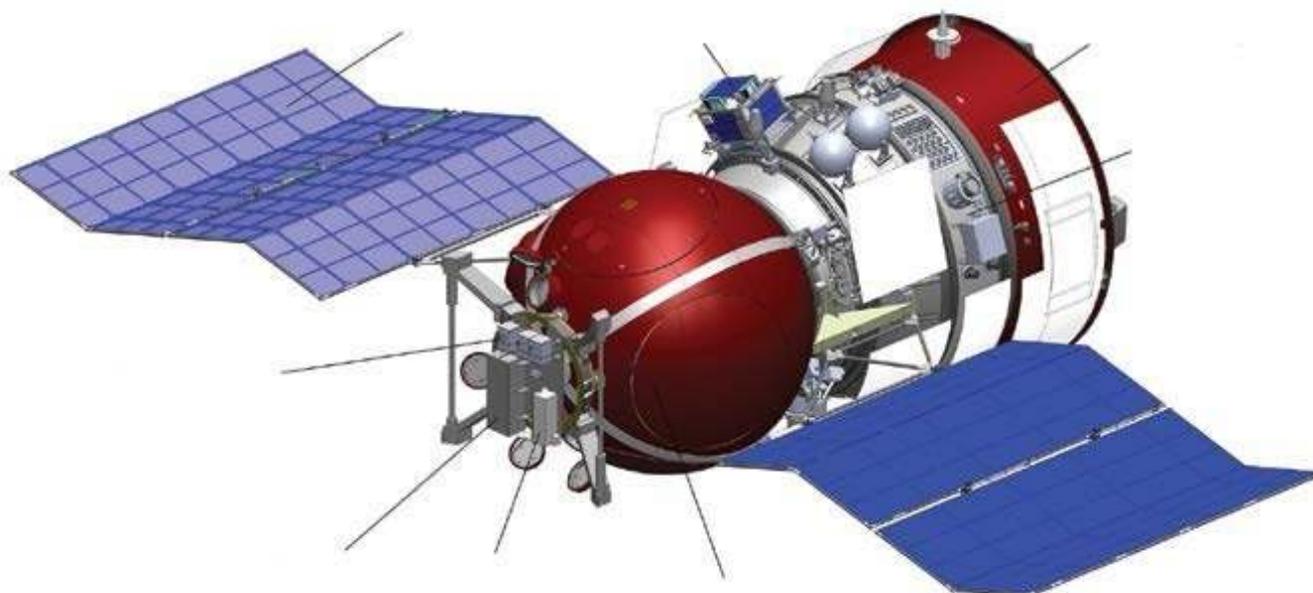
Tendo por base os objectivos das experiências, todo o equipamento científico está dividido em três grupos: equipamento para investigação biomédica; equipamento para investigação em biologia gravitacional e biotecnologia; e equipamento para experiências radiofisiológicas e radiobiológicas.

Nome	Propósito	Entidade
KONTUR-BM	Experiências fisiológicas e biológicas em ratos durante o voo espacial.	Fábrica de Desenho Especial de Equipamento Experimental do Instituto de Problemas Médicos e Biológicos – Rússia
MLZH-01 (1, 2, 3)	Experiências biomédicas em pequenos animais e lagartixas para a explanação científica de novas aproximações ao controlo médico, apoio médico, e prevenção de alterações desfavoráveis nos seus organismos durante o voo espacial.	Instituto de Problemas Médicos e Biológicos – Rússia
FRAGMENTER	Obtenção de biomassa composta de microrganismos e substâncias biologicamente activas sem a adição de quaisquer ingredientes e removendo produtos metabólicos no ambiente de voo espacial.	
Equipamentos autónomos (acomodados no interior e no exterior do satélite)	Experiências biológicas, radiofisiológicas e radiobiológicas em ambiente de voo espacial.	
BIOKONT-B	Investigação da influência do voo espacial no comportamento e nas funções vitais dos microrganismos.	TsNIIMash – Rússia
BELKA	Experiência para o crescimento de cristais de proteínas por difusão de fase de gás e de líquidos.	NIISK (subsidiária da TsENKI) – Rússia
BIOIMPEDANS	Aquisição de dados científicos sobre o estado morfofuncional de culturas de células no ambiente de voo espacial ao monitorizar as suas características de bioimpedância.	Universidade Aeroespacial Estatal de Samara – Rússia
GRAVITON	Análise online do ambiente de microgravidade a bordo do satélite.	
RIBES	Estudo do impacto da microgravidade em amostras de materiais poliméricos através da sua observação ao longo da missão.	KAIZER-ITALIA – Itália
OMEGAHAB	Experiências biológicas em meios aquosos.	KAYZER-GERMANY – Alemanha
FITO	Experimentação em vegetais para o estudo da influência do voo espacial na composição química e estado fisiológico da fruta e das sementes de algumas plantas.	SamGMU

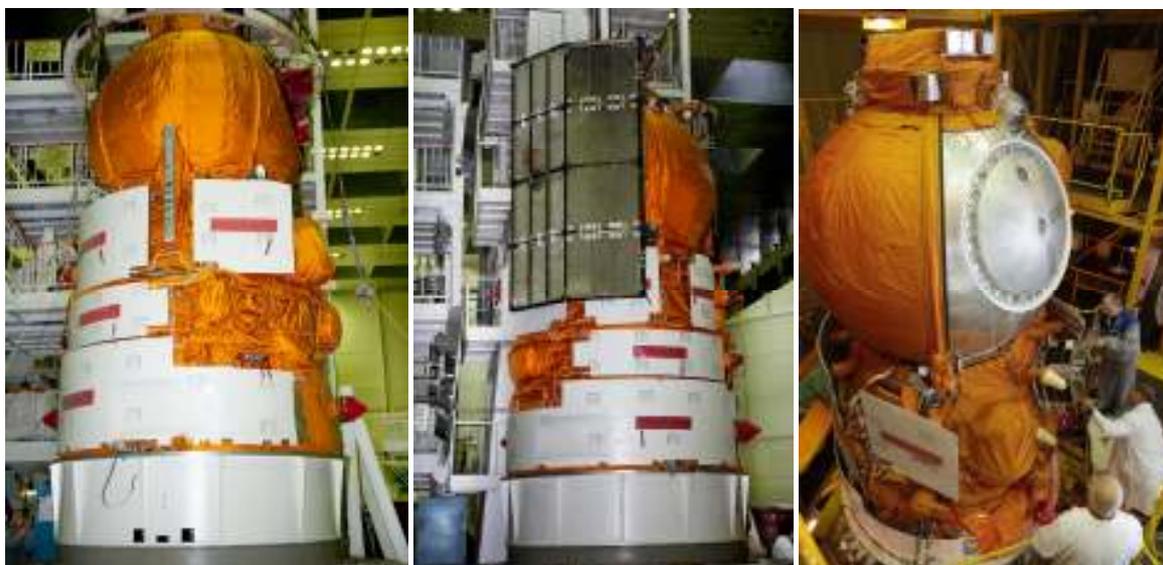
Equipamento científico a bordo do satélite Bion-M1

Nome	Propósito	Entidade
AIST	Tarefas educacionais, científicas e experimentais.	Universidade Aeroespacial Estatal de Samara – Rússia
FlyMate	Sistema de separação CubeSat para pequenos satélites.	NovaNano – França
3U ISIPOD	Sistema de separação CubeSat para pequenos satélites.	ISIS – Holanda
Montagem ECM SPL	Sistema de separação CubeSat para pequenos satélites.	ECM – Alemanha

Cargas a bordo do satélite Bion-M1



No lançamento o satélite Bion-M1 tinha uma massa de 6.266 kg, no entanto esta pode variar entre os 6.440 kg e os 6.840 kg. Para o Bion-M1 a massa do módulo de descida é de 2.415 kg, contendo 450 kg de carga no seu interior e 250 kg de carga no seu exterior. A temperatura no interior do módulo de descida é mantida entre os 18°C e os 28°C. Os sistemas de suporte do satélite têm um consumo médio diário de 650 Watts, enquanto que 450 Watts estão disponíveis para a instrumentação científica.



Cargas secundárias

Juntamente com o satélite Bion-M1 foram lançados outros seis satélites: o OSSI-1 'G.O.D.Sat', o BeeSat-2 e BeeSat-3, o Aist-2, o Dove-2 e o SOMP.

O pequeno satélite OSSI-1 (*Open Source Satellite Initiative-1*), também designado 'G.O.D.Sat', é um projecto de um nano-satélite desenvolvido pelo artista sul-coreano Song Hojun. Com uma massa de 0,95 kg, o satélite tem por base um modelo CubeSat-1U e transporta um farol de comunicações na banda dos 145 MHz e um transceptor de comunicações na banda dos 435 MHz. O satélite transporta também um LED de 44 Watts para enviar mensagens em Código Morse para a Terra. Os operadores radioamadores podem reservar mensagens ao enviar sinais para o satélite que depois podem ser vistas por observadores no solo numa hora determinada. O OSSI-1 está coberto de células solares para a geração de energia eléctrica que depois é armazenada em baterias internas.



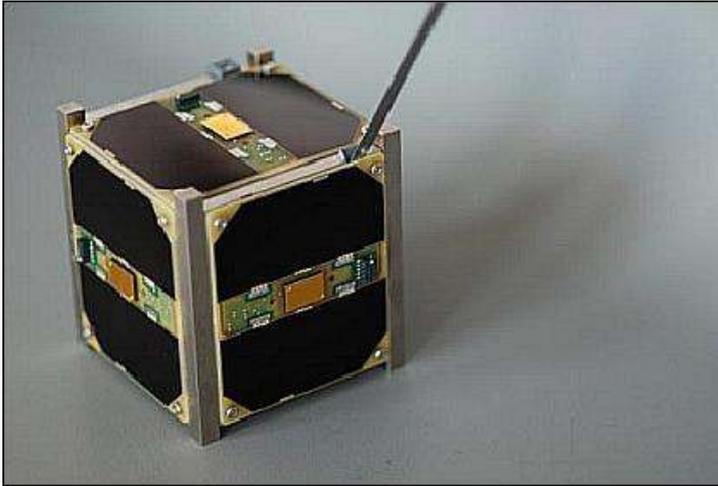
Desenvolvido pela empresa *Cosmogia Inc.*, o nano-satélite Dove-2 constitui uma missão de demonstração tecnológica para propósitos de detecção remota. Tendo por base o modelo CubeSat-3U e com uma massa de 3,8 kg no lançamento, o Dove-2 tem também como objectivo o teste das capacidades de um satélite de baixo custo limitado pelos constrangimentos do modelo CubeSat-3U e que seja capaz de transportar uma pequena carga.

O satélite tem as dimensões $0,100 \times 0,100 \times 0,340$ m, com quatro painéis solares amovíveis de $0,100 \times 0,300$ m. A estrutura do Dove-2 foi desenvolvida pela *Cosmogia Inc.* e é composta por quatro placas de $0,1 \times 0,1$ m, com fixadores em forma de 'L' ao longo de cada aresta de 0,3 m. Os painéis solares são deslocados por molas, sendo fixados numa configuração de dardo. A energia fornecida pelos painéis solares e por células solares colocadas no corpo do satélite, é armazenada em baterias de iões de lítio. Em órbita, a atitude do satélite é determinada utilizando o vector de campo magnético a partir de magnetómetros a bordo. A atitude é também controlada por um mastro de gradiente de gravidade. Os sistemas de comunicações são compostos por um rádio de banda S para comunicações nos dois sentidos, num rádio de banda X para envio de dados e por um modem Iridium para telemetria e comando.

O satélite SOMP (*Student's Oxygen Measurement Project*) é um pico-satélite desenvolvido por estudantes da Universidade Técnica de Dresden, Alemanha, tendo por base um CubeSat-1U. Com uma massa de 1 kg no lançamento, o objectivo do SOMP é a medição do oxigénio atómico na alta atmosfera, além de proceder ao teste de células solares flexíveis e testar o modelo de CubeSat desenvolvido por aquela universidade.

As suas dimensões são de $0,10 \times 0,10 \times 0,10$ m, e a sua estrutura é composta por quatro painéis laterais que são quase idênticos, um painel superior semelhante aos painéis laterais e um painel inferior que transporta a carga a bordo. O SOMP está equipado com quatro antenas laterais que se encontravam armazenadas no lançamento e que se colocaram em posição em órbita. O corpo do satélite está coberto de células solares que fornecem energia que é armazenada em baterias internas.





O BeeSat (*Berlin Experimental and Educational Satellite*) é um projecto de nano-satélite da Universidade Técnica de Berlim. O primeiro satélite desta série, o BeeSat-1, foi lançado a 23 de Setembro de 2009 por um foguetão indiano PSLV-CA. O BeeSat-2 foi desenvolvido tendo por base as especificações dos CubeSat e com a ajuda de estudantes daquela universidade. Muitos dos componentes mais importantes do satélite haviam já sido desenvolvidos para o BeeSat-1 e proporcionaram assim uma base técnica comprovada. Os objectivos de investigação do BeeSat-2 consistiram principalmente na implementação de um controlo de atitude inovador para pico-satélites e a sua avaliação em condições espaciais. Por seu lado, o BeeSat-3 teve como principal objectivo o treino prático dos estudantes tendo por base uma missão real. A missão irá tentar operar o satélite em órbita por um ano. Este satélite foi desenvolvido e testado num período de dois anos para avaliar o transmissor

HISPICO de banda S, a câmara de observação da Terra e outras cargas. Tanto o BeeSat-2 como o BeeSat-3 (na imagem) têm uma massa de 1 kg. O corpo dos satélites está coberto de células solares que fornecem energia que é armazenada em baterias internas.

O satélite Aist-2 (147KC № JI15000-02) foi desenvolvido pela Universidade Estatal Aeroespacial de Samara com o apoio do centro TsSKB Progress. Com uma massa de 53 kg no lançamento, o satélite deverá ter uma vida útil de três anos e irá testar sensores para medição do campo geomagnético e sistemas para dissipar acelerações de baixa frequência a bordo através da experiência denominada Magkom. Por outro lado, e utilizando os sensores Meteor, o Aist-2 irá tentar detectar e registar partículas naturais e artificiais. As informações obtidas pelo satélite são gravadas a bordo e posteriormente transmitidas para as estações no solo. O Aist-2 irá também enviar sinais de rádio para os radioamadores e servir de canal de comunicação entre instituições de ensino superior em Samara e no estrangeiro.



O foguetão 14A14 Soyuz-2

O foguetão 14A14 Soyuz-2 representa a mais recente evolução do épico míssil balístico intercontinental R-7 desenvolvido por Sergei Korolev nos anos 50 do século passado. O novo lançador apresenta motores melhorados, modernos sistemas aviônicos digitais e uma reduzida participação de componentes de fabrico não russo.

O lançador é também conhecido pela designação Soyuz-ST e foi especialmente desenhado para uma utilização comercial aumentando a sua performance geral apesar de o desenho básico do veículo permanecer o mesmo. As alterações foram realizadas ao nível de uma melhoria da performance dos motores do primeiro e do segundo estágio com novos injectores e alteração da mistura dos propolentes; aumento na performance do terceiro estágio; introdução de um novo sistema de controlo permitindo uma alteração do plano orbital já durante o voo⁴; introdução de um novo sistema de telemetria digital para a monitorização do lançador e a introdução de uma nova ogiva de protecção de carga com um diâmetro de 3,6 metros.

O foguetão 14A14 Soyuz-2 pode ser equipado com um quarto estágio, nomeadamente o estágio Fregat, utilizando as carenagens de protecção do tipo ST e SF.

⁴ Todas as versões anteriores dos lançadores derivados do R-7 eram lançadas com uma trajectória fixa na qual a mesa da plataforma de lançamento rodava, sendo colocada no azimute de voo pretendido.

Este lançador é capaz de colocar uma carga de 7.800 kg numa órbita terrestre a 240 km de altitude com uma inclinação de 51,80°. No lançamento desenvolve uma força de 4.144.700 kN. A sua massa total é de 310.000 kg, o seu diâmetro no estágio principal é de 2,95 metros e o seu comprimento total é de 43,40 metros.

O primeiro estágio do 14A14 Soyuz-2 é composto pelos quatro propulsores laterais (Blok B, V, G e D) com uma massa bruta de 44.400 kg, tendo uma massa de 3.810 kg sem combustível. Cada propulsor tem um motor RD-107A (14D22) que desenvolve uma força de 1.021.097 kN (vácuo), com um Ies 310 s e um Tq de 120 s. Têm um comprimento de 19,60 metros, um diâmetro de 2,69 metros e consomem LOX e querosene.

	RD-0110	RD-0124
Força vácuo (kN)	298,03	294,3
Impulso específico (s)	326	359
Pressão na câmara de combustão (MPa)	6,8	15,53
Massa (kg)	408	450

O segundo estágio (Blok-A) tem um comprimento de 27,80 metros, um diâmetro de 2,95 metros, um peso bruto de 105400 kg e um peso sem combustível de 6.975 kg. Está equipado com um motor RD-108A que no lançamento desenvolve 999.601 kgf (vácuo), com um Ies de 311 s e um Tq de 286 s. Consome LOX e querosene.

O terceiro estágio (Blok-I) tem um comprimento de 6,74 metros, um diâmetro de 2,66 metros, um peso bruto de 25.200 kg e um peso sem combustível de 2.355 kg. Está equipado com um motor RD-0110 que no lançamento desenvolve 294.000 kgf (vácuo), com um Ies de 359 s e um Tq de 300 s. Consome LOX e querosene.

As modificações introduzidas no novo lançador foram sendo testadas em duas versões do mesmo veículo o 14A14-1A Soyuz-2-1A e o 14A14-1B Soyuz-2-1B. Este último veículo é um lançador a três estágios no qual o motor RD-0124 é já empregado no último estágio.

Com dimensões semelhantes ao motor RD-0110 utilizado nas versões anteriores dos lançadores Soyuz, o motor RD-0124 apresenta como principal diferença a introdução de um sistema de ciclo fechado no qual o gás do oxidante que é utilizado para propulsionar as bombas do motor é então direccionado para a câmara de combustão onde é queimado com restante propolente em vez de ser descartado. Esta melhoria no motor aumenta a performance do sistema e, como consequência, aumenta a capacidade de carga do lançador em 950 kg. Um propolente especial de ignição é utilizado para activar a combustão do motor e são utilizados dispositivos pirotécnicos para controlar o funcionamento do motor. Cada uma das quatro câmaras de combustão pode ser movimentada ao longo de eixos para manobrar o veículo.



Lançamento	Data	Hora UTC	Versão	N.º Série	Local Lançamento	Carga
2011-009	26-Fev-11	03:07:00	1B/Fregat	77024208/1035	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2471 (37372 2011-009A)
2011-018	4-Mai-11	17:41:33	1A/Fregat	230/1028	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-4 (37398 2011-018A)
2011-033	13-Jul-11	2:27:04	1A/Fregat	IO15000-008/1024/ST23	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-M082 (37739 2011-033A) Globalstar-M088 (37740 2011-033B) Globalstar-M091 (37741 2011-033C) Globalstar-M085 (37742 2011-033D) Globalstar-M081 (37743 2011-033E) Globalstar-M089 (37744 2011-033F)
2011-055	2-Out-11	00:15:14	1B/Fregat	7x0xx209/1045	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2474 (37829 2011-055A)
2011-F04	23-Dez-11	12:08:10	1B/Fregat	7x00xx164/1042	GIK-1 Plesetsk LC43/4	14Φ112 Meridian-15J Globalstar-M084 (38040 2011-080A) Globalstar-M080 (38041 2011-080B) Globalstar-M082 (38042 2011-080C) Globalstar-M092 (38043 2011-080D) Globalstar-M090 (38044 2011-080E) Globalstar-M086 (38045 2011-080F)
2011-080	28-Dez-11	17:09:01	1A/Fregat	B15000-007/1027	Baikonur LC31 PU-6	MetOp-B (38771 2012-049A)
2012-049	17-Set-12	16:28:40	1A/Fregat-M	J115000-012/1037	Baikonur LC31 PU-6	Meridian-6 (38995 2012-063A)
2012-063	14-Nov-12	11:42:46	1A/Fregat-M	77046267/1034	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Globalstar-M078 (39072 2013-005A) Globalstar-M093 (39073 2013-005B) Globalstar-M094 (39074 2013-005C) Globalstar-M095 (39075 2013-005D) Globalstar-M096 (39076 2013-005E) Globalstar-M097 (39077 2013-005F)
2013-005	06-Dez-13	16:04:24	1A/Fregat-M	H15000-011/1029	Baikonur LC31 PU-6	Bion-M1 (39130 2013-015A) OSSI-1 'G.O.D.Sat' (39131 2013-015B) Dove-2 (39132 2013-015C) Aist-2 (39133 2013-015D) BeeSat-3 (39134 2013-015E) SOMP (39135 2013-015F) BeeSat-2 (39136 2013-015G)
2013-015	19-Abr-13	10:00:00	1A	014	Baikonur LC31 PU-6	

Em 1996 tiveram início os testes do motor RD-0124 e foram finalizados em Fevereiro de 2004 nas instalações da *Khimavtomatika* em Voronezh. Nesta altura previa-se que a produção em série do novo motor teria início em 2005. A 27 de Dezembro de 2005 teve lugar outro teste do motor, abrindo caminho para os ensaios em grupo de todo o terceiro estágio do lançador 14A14-B Soyuz-2-1B nas instalações da *NIKhimMash* em Sergiev Posad.



Imagens dos preparativos do foguetão lançador 14A14-1A Soyuz-2-1A (014) no edifício de integração e montagem. Imagens: Roscosmos.

No início de 2005 a *Arianespace* anunciava que a primeira missão de teste do foguetão 14A14-1B Soyuz-2-1B teria lugar desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur para colocar em órbita o satélite astronómico CoRoT. Este lançamento dependeria dos resultados de novos ensaios do motor RD-0124 que tiveram lugar em Março e Abril de 2006. Um último teste teve lugar a 20 de Outubro de 2006 e o satélite CoRoT acabaria por ser lançado a 21 de Dezembro desse ano⁵.



O estágio Fregat foi qualificado para voo no ano 2000 e representa um estágio superior flexível e autónomo que foi desenhado para operar como um veículo orbital. O Fregat prolonga as capacidades dos estágios inferiores dos foguetões Soyuz para proporcionar um acesso total a um variado leque de órbitas. Para fornecer ao Fregat uma fiabilidade inicial elevada e acelerar o seu processo de desenvolvimento, vários subsistemas já utilizados em voo e outros componentes de outros veículos e lançadores foram incorporados neste estágio superior.

O estágio consiste em seis tanques esféricos (quatro tanques de propelentes e dois tanques de sistemas aviónicos) colocados em círculo, com longarinas atravessando ao longo dos tanques para fornecer apoio estrutural. O estágio é independente dos estágios inferiores do lançador, possuindo o seu próprio sistema de orientação, navegação, controlo, detecção e telemetria.

O Fregat utiliza um motor S9.98M que consome propelentes hipergólicos (UDMH e NTO) e pode ser reactivado até 20 vezes em voo, permitindo assim levar a cabo perfis de missões complexas. Pode fornecer uma estabilização nos três eixos espaciais à carga a colocar em órbita ou colocá-la nua situação de estabilização por rotação. O Fregat pode ser utilizado como estágio superior dos foguetões 11A511U Soyuz-U, 11A511U-FG Soyuz-FG, 14A14-1A Soyuz-2-1A, 14A14-1B Soyuz-2-1B e 11K77 Zenit-3F.

⁵ O satélite CoRoT (29678 2006-063A) foi colocado em órbita às 1423:38,292UTC do dia 27 de Dezembro de 2006 desde a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC36 (17P32-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur por um foguetão 14A14 Soyuz-2.1b/Fregat (001/1013).

Lançando o Bion-M1

Originalmente prevista para o último trimestre de 2010, a missão Bion-M1 acabou por sofrer os crónicos atrasos que afectam o lançamento de uma missão complexa e da mesma forma a duração da missão seria reduzida dos originais 60 dias para 45 dias. Em finais de Agosto de 2009 a missão é adiada para 2012, com a data a ser refinada para o dia 29 de Maio de 2012 algures em Julho de 2010. Em Junho de 2011 a missão é novamente adiada para o período de Agosto / Setembro de 2012. A 2 de Março de 2012 a agência de notícias RIA Novosti revela⁶ que o lançamento do Bion-M1 estava agora agendado para 10 de Setembro desse ano e que o lançamento da missão Bion-M2 iria ter lugar em 2017. No entanto, esta data seria novamente alterada em Junho de 2012, com o lançamento a ser adiado para o mês de Outubro desse ano, mas em Agosto um novo adiamento colocaria o lançamento algures entre 15 e 20 de Abril de 2013. Em finais de Janeiro de 2013 o lançamento era agendado para 30 de Abril e em Fevereiro a data era estabelecida a 19 de Abril.

Os diferentes componentes do satélite 12KCM № Л15000-01 chegavam⁷ ao Cosmódromo de Baikonur a 18 de Fevereiro de 2013, no mesmo dia em que também chegavam a Baikonur os diferentes componentes do foguetão lançador 14A14-1A Soyuz-2-1A (014). A agência espacial russa Roscosmos informava⁸ a 21 de Fevereiro que se haviam iniciado os trabalhos de preparação do satélite para a sua missão e a 26 de Fevereiro⁹ haviam sido finalizados os trabalhos de montagem para as inspecções eléctricas dos diferentes sistemas. Neste dia iniciavam-se os testes dos seus sistemas autónomos e a montagem das baterias de bordo.



No dia 27 de Fevereiro¹⁰ procedeu-se à junção entre o módulo de descida e o módulo de serviço. Estes dois módulos haviam sido transportados em separado para o cosmódromo, tendo sido submetidos a testes individuais. Finalizados estes testes, procedeu-se à junção dos dois módulos e deu-se início aos testes integrados entre as duas secções.



⁶ Эксперименты на "Бион-М1" помогут подготовиться к межпланетным полетам - <http://ria.ru/science/20120302/584058765.html> (em Russo).

⁷ На Байконур доставлен космический аппарат «Бион-М» №1 - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/index.php?ELEMENT_ID=97706 (em Russo).

⁸ Байконур: начата подготовка к запуску КА «Бион-М» - <http://www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=19907> (em Russo).

⁹ На космодроме Байконур продолжаются работы по программе «Союз-2/Бион-М» - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=98001 (em Russo).

¹⁰ На Байконуре продолжаются работы с научным спутником «Союз-2/Бион-М» - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=98032 (em Russo)



Enquanto se procedia aos preparativos do Bion-M1 na Área 112 (MIK 112) do Cosmódromo de Baikonur, o mesmo acontecia com os outros satélites que constituíam as cargas secundárias desta missão. A 15 de Março, os especialistas da TsSKB Progress iniciavam¹¹ as inspecções autónomas do satélite Aist (147KC № JI15000-02), seguindo-se a realização dos respectivos testes eléctricos e dos testes aos painéis solares.



¹¹ *На Байконуре начались работы с малым космическим аппаратом «АИСТ» - <http://www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=19954> (em Russo).*

Com os preparativos a decorrerem sem problemas em Baikonur, a 1 de Abril o satélite Bion-M é transportado¹² para a estação de abastecimento 11G141 na qual é abastecido com os propelentes e os gases de pressurização necessários para as suas manobras orbitais.



Depois de se proceder ao abastecimento do Bion-M1, este foi transportado de volta para o MIK 112 para os preparativos finais para o lançamento. A 11 de Abril os especialistas procederam¹³ à acoplagem do satélite Aist na fuselagem exterior do Bion-M1. os sistemas de transporte contendo os CubeSats seriam também colocados no Bion-M1 na mesma altura. Entretanto, era revelado que a missão iria terminar no dia 18 de Maio com uma aterragem nas estepes do Cazaquistão.

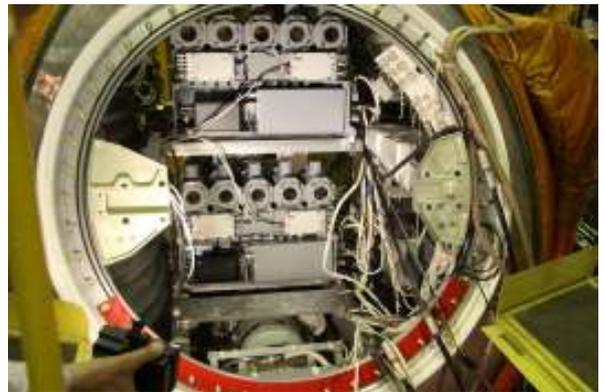


¹² *Заправка космического аппарата «Бион-М» на космодроме Байконур - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=98825 (em Russo).*

¹³ *На космодроме Байконур продолжают работы по программе «Бион-М» - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=99017 (em Russo).*



No dia 17 de Abril procedeu-se¹⁴ à colocação de algumas das cargas biológicas no interior do satélite Bion-M1.



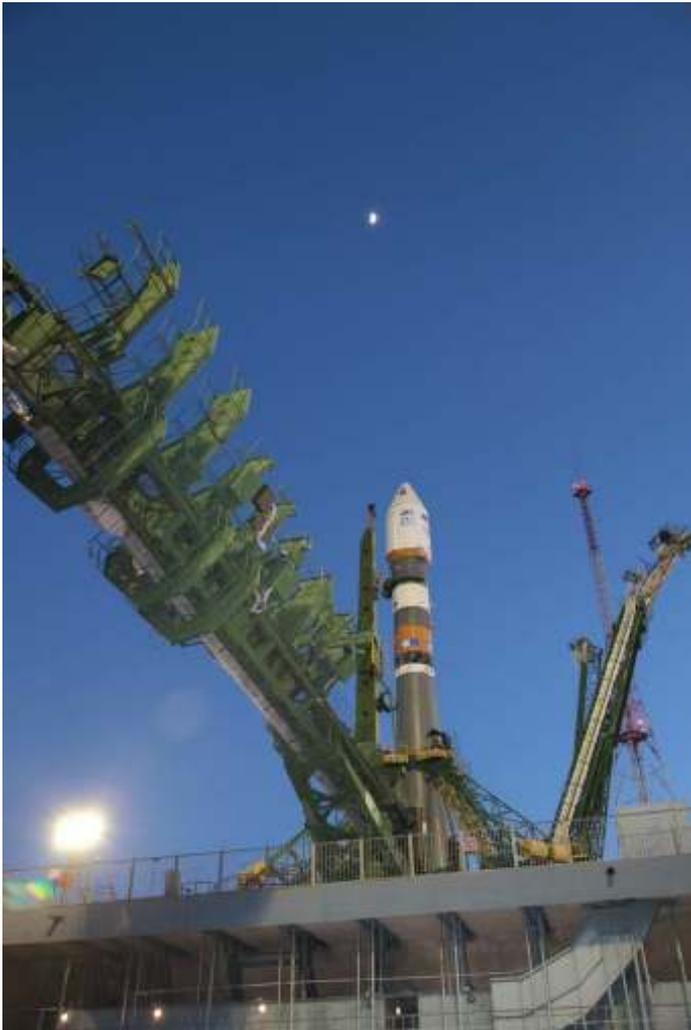
Após a colocação dos espécimes biológicos no interior do Bion-M1, este foi colocado no interior da sua carenagem de protecção (0400UTC do dia 18 de Abril) e posteriormente transportado para o edifício de integração e montagem do foguetão lançador¹⁵.

¹⁴ На космодроме Байконур продолжают работы по подготовке к запуску космического аппарата «Бион-М» - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=99157 (em Russo).

¹⁵ Ракета космического назначения «Союз-2.1А» с космическим аппаратом «Бион-М» готова к запуску с космодрома Байконур - http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=99223 (em Russo).



Entre as 1300UTC e as 1500UTC procederam-se aos trabalhos de acoplagem entre a Unidade Orbital (satélite Bion-M1 juntamente com as cargas secundárias e a carenagem de protecção) com os estágios inferiores do foguetão lançador, procedendo-se às 1600UTC ao transporte do foguetão 14A14-1A Soyuz-2-1A (014) para a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 (17P32-6) do Cosmódromo de Baikonur, na qual chegou pelas 1630UTC. Como é óbvio, e devido à natureza desta missão, o cronograma de montagem final do lançador e respectivo transporte para a plataforma de lançamento foi diferente do que usualmente é observado em lançamentos com os veículos Soyuz TMA-M, Progress M, Globalstar ou outros.



preparativos para a missão. Após o transporte do lançador para a plataforma de lançamento, teve lugar a reunião da Comissão Estatal que analisou todos os preparativos para a missão, e no final tomou a decisão de proceder¹⁶ com o abastecimento do foguetão lançador.

A contagem decrescente decorreu sem problemas bem como o abastecimento do foguetão Soyuz-2-1A. À medida que o abastecimento de oxigénio líquido se ia procedendo, começou a notar-se a formação natural de uma camada de gelo que cobriu a parte inferior do lançador. As duas metades da torre de serviço foram removidas entre as 0916UTC e as 0920UTC, e o lançamento do satélite Bion-M1 acabaria por ter lugar às 1000:00,279UTC do dia 19 de Janeiro de 2013.

¹⁶ Госкомиссия приняла решение о готовности РКН «Союз-2.1а» к заправке и пуску - <http://www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=20041> (em Russo).





A separação entre o satélite Bion-M1 e o estágio Blok-I teve lugar pelas 1009UTC¹⁷ com o satélite a ficar colocado numa órbita com um perigeu a 290 km de altitude, apogeu a 575 km de altitude e inclinação orbital de 64,9°. Esta órbita tornar-se-ia circular após a realização de uma manobra no apogeu que a colocaria com uma altitude média de 575 km.

Na primeira fase da missão ocorreu a separação de algumas das cargas secundárias. Assim, o satélite OSSI-1 separava-se da plataforma superior do Bion-M1 às 1613:50UTC. Por seu lado, os satélites BeeSat-2, BeeSat-3, SOMP e Dove-2 separaram-se do Bion-M1 pelas 0825UTC do dia 21 de Abril, enquanto que o Aist-2 separava-se às 1430UTC do mesmo dia.

Regresso à Terra

A missão do Bion-M1 teve uma duração de cerca de um mês. O regresso à Terra teve início às 0213UTC com a manobra de retrotravagem seguindo-se às 0232UTC a separação do módulo de descida. A abertura dos pára-quedas terá ocorrido pelas 0301UTC e a aterragem às 0312UTC na zona de descida, porém afastada do ponto inicialmente previsto que se situava a 82 km a Norte da cidade de Orenburg, perto da vila de Bulanovo.

Após a missão, Vladimir Sychev, Director do Laboratório do Instituto de Problemas Médicos e Biológico, referiu que todos os gerbilos e que mais de metade dos ratos a bordo do satélite haviam morrido durante a missão. A morte dos gerbilos ter-se-á ficado a dever a problemas com o equipamento.

¹⁷ *Космический аппарат «Бион-М» № 1 успешно выведен на орбиту - <http://www.federspace.ru/main.php?id=2&nid=20043> (em Russo).*

Bravo, Antares!

A missão de ensaio Antares A-ONE teve como função validar o sistema de lançamento de classe média Antares. O lançamento foi levado a cabo desde o novo complexo de lançamento da *Orbital Sciences Corp* (OSC) em Wallops Island, Virgínia, e durante a missão o lançador elevou uma carga que simulava o veículo Cygnus para uma órbita de 250 km x 300 km com uma inclinação de 51,6°. Assim, o objectivo da missão A-ONE era o de demonstrar a operacionalidade do sistema de lançamento Antares da deslocação do foguetão lançador desde as suas instalações de integração, passando pela sua colocação na plataforma de lançamento e posterior abastecimento, até ao lançamento e entrega da carga na órbita terrestre.

Este lançamento foi a operação final de desenvolvimento que levará eventualmente à missão de demonstração da entrega de cargas na estação espacial internacional ao abrigo do contrato *Commercial Orbital Transportation System* (COTS) realizado com a agência espacial norte-americana. Após esta missão, a Orbital deverá enviar até 10 toneladas de mantimentos para a ISS ao abrigo do contrato *Commercial Resupply Services* (CRS) com a NASA. A missão de demonstração representa o culminar do maior desenvolvimento de um produto por parte da empresa norte-americana ao longo dos seus 30 anos de história.

O foguetão Antares

O foguetão Antares (anteriormente designado Taurus-2) é um veículo lançador a dois estágios projectado para proporcionar um acesso fiável e de baixo custo à órbita terrestre e à órbita de escape para cargas de classe média com um peso de 5.000 kg. O Antares foi projectado para ser um lançador altamente fiável para cumprir os critérios de Categoria 3 da NASA e de missões similares para o Departamento de Defesa dos Estados Unidos, incorporando subsistemas já testados em voo para assim reduzir os custos de desenvolvimento, tempo de preparação e riscos.

O primeiro estágio do foguetão Antares utiliza dois motores AJ26-62, sendo a propulsão do segundo estágio fornecida por um motor de combustível sólido Castor-30B (baseado na herança do motor Castor-120). Está também disponível um segundo estágio opcional Castor-30XL, um terceiro estágio de bi-propolente BTS (*Bi-propellant Third Stage*) e um terceiro estágio baseado no motor Star-48. O primeiro estágio foi desenvolvido em conjunto entre a OSC e as empresas ucranianas *KB Yuzhnoye* e *PO Yuzhmash*.

O motor AJ26-62 é uma modificação do venerável motor russo NK-33 por sua vez derivado do motor NK-15 desenhado e construído em finais dos anos 60 e princípios dos anos 70 e que eram inicialmente destinados ao foguetão lunar soviético N-1. As modificações introduzidas no motor abrangeram a introdução de sistemas electrónicos, a sua qualificação para a utilização de propolentes norte-americanos e a modificação do seu sistema de orientação.

Sendo um lançador de classe média, o Antares preenche o espaço existente entre o foguetão Minotaur-IV (de classe leve e média) e os foguetões Delta-IV e Atlas-V.

O foguetão utilizado no voo inaugural era designado Antares-110. Este código será utilizado para designar as diferentes variantes do lançador, onde o primeiro dígito (que será sempre '1') indica o primeiro estágio standard, o segundo dígito ('1' – Castor-30A, '2' – Castor-30B, '3' – Castor-30XL) indica o segundo estágio e o terceiro dígito ('0' – não existente, '1' – BTS, '3' – Star-48BV) indica o terceiro estágio.



	1º Estágio	2º Estágio	Carenagem
Estrutura do tanque	Alumínio	-	-
Propulsão	AJ26-62 (2x)	Castro-30B	-
Propolente	LOX/RP	Sólido	-
Força (kN)	3.265 (nm) / 3.630 (vácuo)	293,4 (médio) / 395,7 (max)	-
Diâmetro (m)	3,9	2,36 (encontrando-se no interior da carenagem de protecção)	3,9
Comprimento (m)			9,9
Pressurização	Hélio gasoso	-	-
Controlo de atitude	TVC hidráulico	TVC electromecânico	-
Separação	Fixação por parafusos	Anel não contaminante	Anel não contaminante



Cygnus

Orbital



ANTARES

Antares

Antares

Expanded View

Payload Fairing

- Diameter: 3.9 meters
- Height: 9.9 meters
- Structure: Honeycomb core, composite face
- Separation: Non-contaminating frangible ring

Stage 2

- ATK CASTOR® 30B solid motor (CASTOR 120 heritage) with thrust vectoring
- MACH avionics

Optional Stage 2

- ATK CASTOR 30XL solid motor with thrust vectoring

Optional STAR™ 48-Based Third Stage

- ATK STAR 48BV high energy upper stage solid rocket motor
- Thrust vector guidance and control
- 3-axis stabilized satellite orbit insertion

Optional Bi-Propellant Third Stage (BTS)

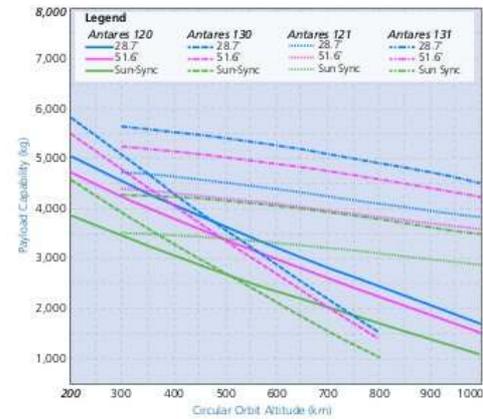
Helium pressure regulated bi-propellant propulsion system using nitrogen tetroxide and hydrazine (Orbital GEOStar™ bus heritage)

Stage 1

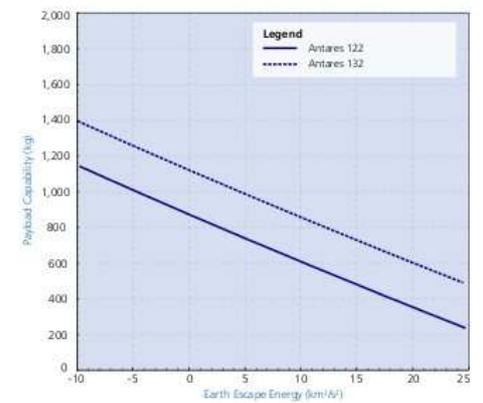
- Two Aerojet AJ26-62 engines with independent thrust vectoring
- Liquid oxygen/kerosene fueled
- Orbital responsible for system development and integration
- Core tank design and design verification by KB Yuzhnoye (Zenit-derived)
- Core tank production by Yuzhmash
- Avionics stage controller uses flight-proven Orbital MACH components

Performance

Circular Low-Earth Orbit Performance



High Energy Performance



Antares Configuration Numbering

First Stage	Second Stage	Third Stage
1—Two AJ26-62 LOX/Kerosene Fueled Engines	2—CASTOR 30B Solid Motor	0—None
	3—CASTOR 30XL Solid Motor	1—Bi-Propellant Third Stage (BTS)
		2—STAR 48 Solid Motor

Key Contacts

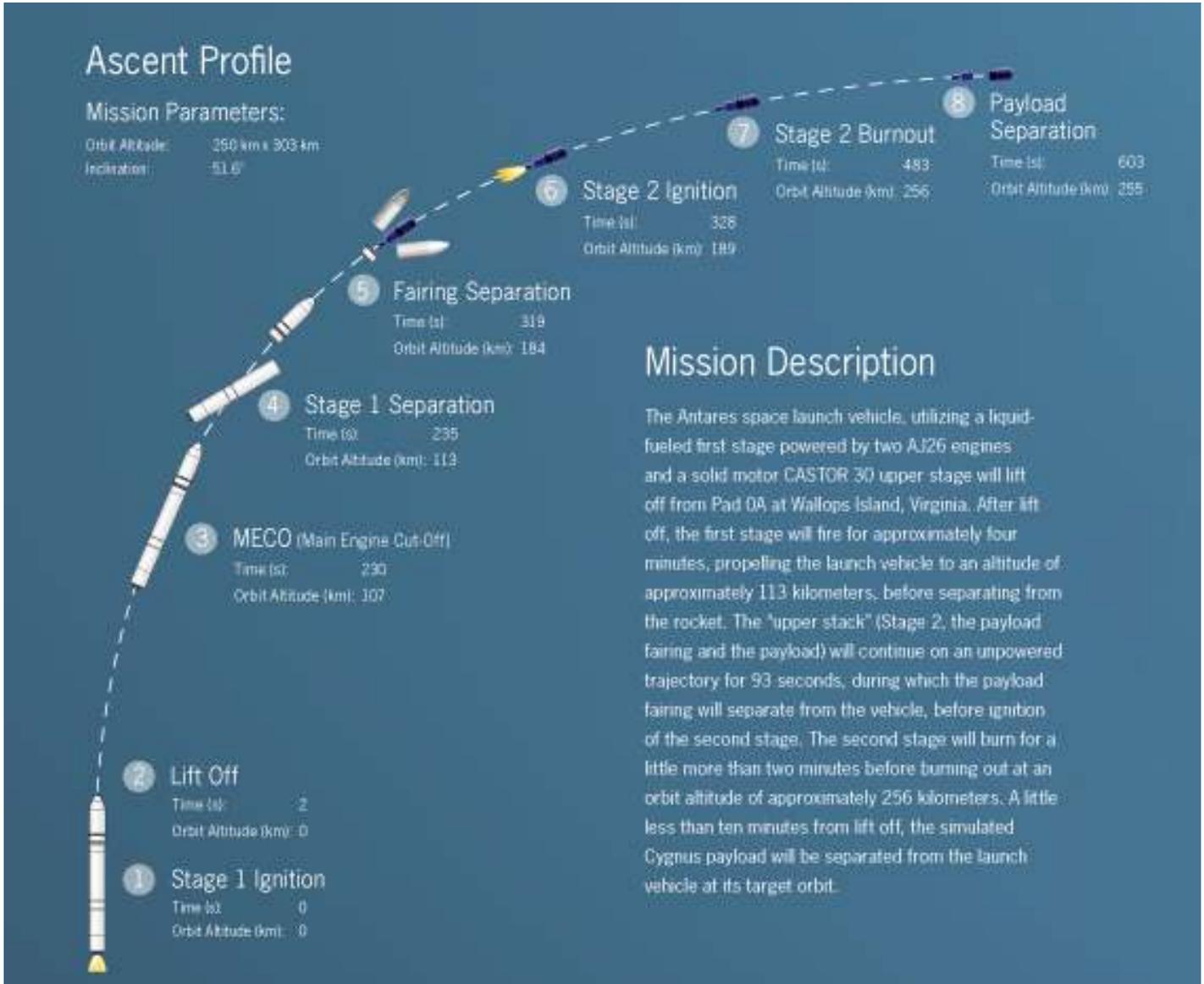
Mark Pieczynski, VP Southern California Engineering Center and Space Launch Business Development
714/677-2444, pieczynski.mark@orbital.com

Warren Frick, Program Manager Advanced Projects
703/948-8192, frick.warren@orbital.com



A missão A-ONE

O objectivo da missão A-ONE era o de demonstrar a operacionalidade do sistema de lançamento Antares da deslocação do foguetão lançador desde as suas instalações de integração, passando pela sua colocação na plataforma de lançamento e posterior abastecimento, até ao lançamento e entrega da carga na órbita terrestre. O gráfico em baixo mostra as diferentes fases do lançamento.



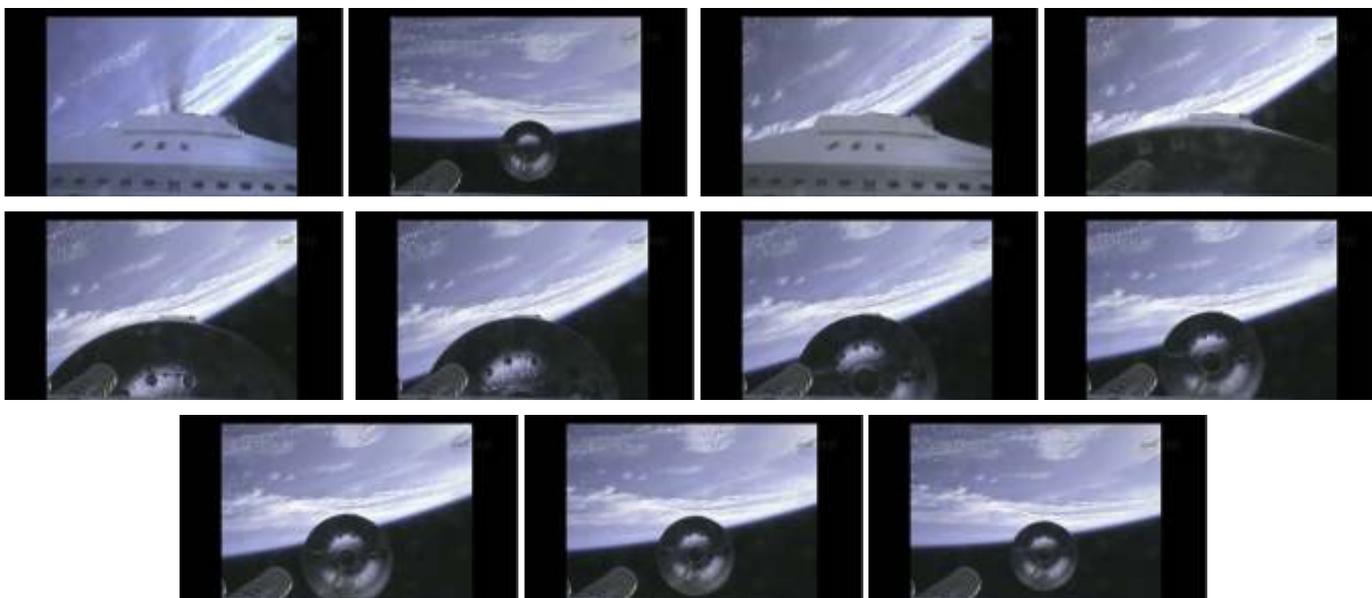
A primeira tentativa para o lançamento da missão A-ONE teve lugar a 17 de Abril de 2013. Com a contagem decrescente a decorrer sem problemas e a meteorologia a apontar para 60% de probabilidade de ocorrência de condições favoráveis para o lançamento agendado para as 2100:00UTC. Porém, a T-12m (2048UTC) deu-se a separação prematura de um cabo umbilical de dados ligado entre o *Transporter Erector Launcher* (TEL) e o segundo estágio. A equipa de controlo procedeu de imediato a um adiamento do lançamento e mais tarde determinou que um conjunto de factores relacionados com pequenos movimentos do TLE e a não existência de folga suficiente no cabo que permitisse movimentos adicionais, levaram à sua separação prematura.

O lançamento seria adiado para o dia 20 de Abril após avaliar as previsões meteorológicas. A hora do lançamento seria por duas vezes adiada devido à ocorrência de fortes ventos em altitude. O foguetão Antares poderia voar em tais condições, porém, e no caso da ocorrência de uma anomalia que levasse à destruição do veículo, o campo de destroços poderia os levar para zonas habitadas. O lançamento acabaria por ser adiado por 24 horas às 2110UTC pois não se esperava qualquer melhoria em relação às condições atmosféricas.

O lançamento acabaria por ter lugar às 2100:02,2UTC do dia 21 de Abril (2,2 segundos após a ignição dos motores AJ26-62). Após abandonar a plataforma de lançamento o foguetão realizava uma manobra de translação colocando-se no seu azimute de voo de 107,8°.



A queima do primeiro estágio teve uma duração de 3m 50,5s (2103:52,7UTC) a uma altitude de 107,5 km e a uma velocidade de 4,4 km/s. A separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorreria pelas 2103:58UTC. O lançador entrava então numa fase de voo não propulsão durante a qual ocorreria a separação da carenagem de protecção pelas 2105:22UTC. Após a separação da carenagem ocorria a separação (2105:27UTC) da secção interestágio à qual se encontrava fixada a carenagem de protecção e pelas 2105:31UTC o segundo estágio entrava em ignição. Esta queima teria uma duração de cerca de 155 segundos, terminando às 2108:06UTC.



Separação entre o primeiro e o segundo estágio do foguetão Antares-110 (A-ONE). Imagens: NASATV

A separação dos quatro CubeSats teve lugar às 2109UTC enquanto que a separação do CMS (*Cygnus Mass Simulator*) teria lugar às 2110UTC, ficando colocado numa órbita com um perigeu a 241,3 km, apogeu a 260,1 e inclinação orbital de 51,6°.

A carga da missão A-ONE

A bordo da missão A-ONE encontrava-se o denominado CMS (*Cygnus Mass Simulator*) bem como quatro pequenos CubeSats. O CMS era uma carga inerte com o objectivo de simular as propriedades da massa do veículo de transporte logístico Cygnus (PCM, *Pressurized Cargo Module*, ou UPM, *Unpressurized Cargo Module*).



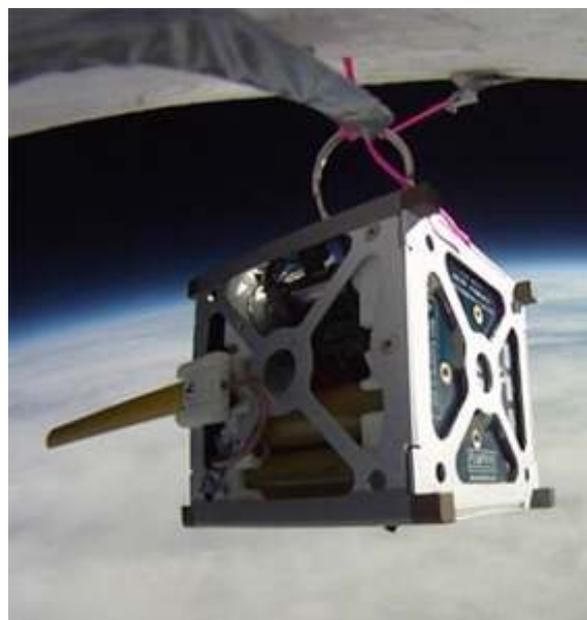
No interior do CMS encontravam-se dois sistemas de transporte de CubeSats, ISIPod, e que permitiu a separação dos pequenos satélites antes da separação do CMS. Os quatro CubeSats eram o Dove-1, o PhoneSat-v1a, o PhoneSat-v1b e o PhoneSat-v2a.

Desenvolvido pela empresa Cosmogia Inc, o satélite Dove-1 é um veículo de demonstração para propósitos de detecção remota tendo por base o factor triplo CubeSat. O objectivo da sua missão é o de construir um satélite de observação de baixo custo com componentes não especialmente desenvolvidos para utilização espacial; demonstrar que uma plataforma constituída a partir do factor triplo CubeSat pode albergar de forma viável

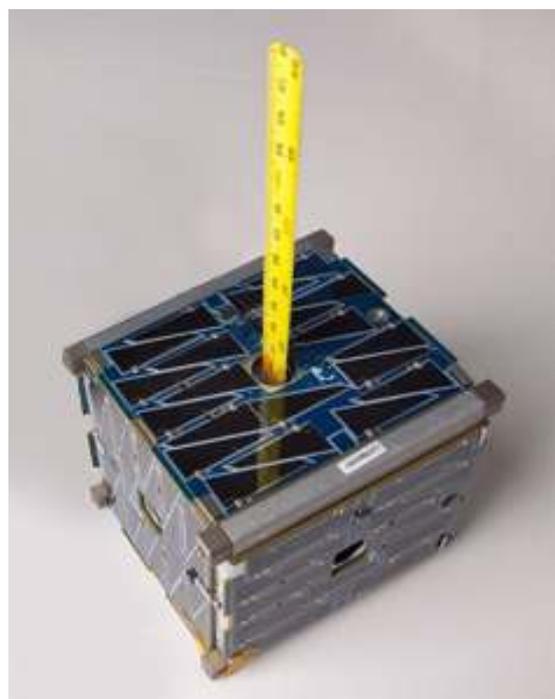
uma pequena câmara; e demonstrar a capacidade para projectar, produzir e operar satélites em períodos curtos e com baixo custo. Tudo isto será demonstrado com a transmissão de dados de telemetria e imagens para o solo.

O Dove-1 é baseado no factor CubeSat-3U e as suas dimensões são 0,10 x 0,10 x 0,34 metros, tendo uma massa de 5,5 kg. A estrutura do satélite é composta por três placas com as dimensões 0,10 x 0,10 metros, com longarinas em forma de 'L' ao longo de cada aresta de 0,30 metros. Existe uma placa a cada extremidade da estrutura para transportar o telescópio e a câmara. Adicionalmente, existe uma estrutura de suporte por detrás do telescópio para fixar os sistemas electrónicos necessários. O caminho óptico percorre o eixo central do satélite. O desenho do Dove-1 inclui uma protecção de lente operada por uma mola e uma antena de banda S. O satélite recebe energia de células solares que posteriormente é armazenada numa bateria interna. O tempo de vida útil do satélite é de 14 dias.

Os satélites PhoneSat-v1a e o PhoneSat-v1b são dois satélites de demonstração tecnológica tendo por base o modelo CubeSat-1U. O objectivo da missão dos satélites é o de provar que um smartphone pode ser utilizado para realizar muitas das funções necessárias de uma plataforma de satélite. Os satélites foram construídos em torno do smartphone Nexus que opera o sistema operativo Android e que está montado no interior de um CubeSat. A função principal do telefone é o de actuar como computador de bordo, mas a missão também utiliza o cartão SD do telefone como meio de armazenamento de dados, a câmara de 5MPixels para observação da Terra, e um acelerómetros de três eixos e um magnetómetro de três eixos para determinação de atitude. A energia para operação dos sistemas a bordo é fornecida por uma bateria interna e o tempo de vida útil dos satélites é de 7 dias. A massa de cada satélite era de 1 kg.



Tal como a missão Phonesat-1, o satélite PhoneSat-v2a é um satélite de demonstração tecnológica tendo por base o modelo CubeSat-1U. O PhoneSat-v2a é composto por um Nexus mais recente fabricado pela *Samsung Electronics* e que opera com o sistema operativo Android para proporcionar um processador mais rápido, sistemas aviónicos e giroscópios.



Este satélite também suplementa as capacidades dos PhoneSat-v1 ao adicionar uma antena bidireccional de banda S para assim permitir aos engenheiros o comando do satélite a partir solo, além de painéis solares para permitir missões mais longas e um receptor GPS. Adicionalmente, o PhoneSat-v2 possui bobinas de torque magnético (electromagnetes que interagem com o campo magnético terrestre) em rodas de reacção para controlar a orientação do satélite de forma activa em órbita.

A energia para operação dos sistemas a bordo é fornecida por uma bateria interna e o tempo de vida útil do satélite é de 7 dias. A sua massa era de 1 kg.

Em órbita, os satélites receberam as designações de 'Alexander' (PhoneSat-v2a), 'Graham' (PhoneSat-v1a) e 'Bell' (PhoneSat-v1b).

O satélite Graham' (PhoneSat-v1a) reentraria na atmosfera terrestre a 26 de Abril, enquanto que os satélites Alexander' (PhoneSat-v2a), 'Bell' (PhoneSat-v1b) e Dove-1, reentrariam na atmosfera a 27 de Abril. Por seu lado, o CSM reentrava na atmosfera a 10 de Maio.



A difícil missão do Progress M-19M

O veículo de carga Progress M-19M (Прорпссс М-19М) foi lançado às 1012:16,182UTC do dia 24 de Abril de 2013 pelo foguetão 11A511U Soyuz-U (Ж115000-138) a partir do da Plataforma de Lançamento PU-1 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão.

Ao contrário da missão do Progress M-18M, esta missão utilizou os procedimentos de uma aproximação à ISS em 48 horas. De notar que o Progress M-18M demorou pouco mais de seis horas a acoplar com a estação espacial internacional desde o seu lançamento. No entanto, este procedimento de aproximação rápida será no futuro utilizado tanto pelos veículos de carga como pelas missões tripuladas da Rússia diminuindo assim o tempo que os cosmonautas passam no interior das cápsulas espaciais.

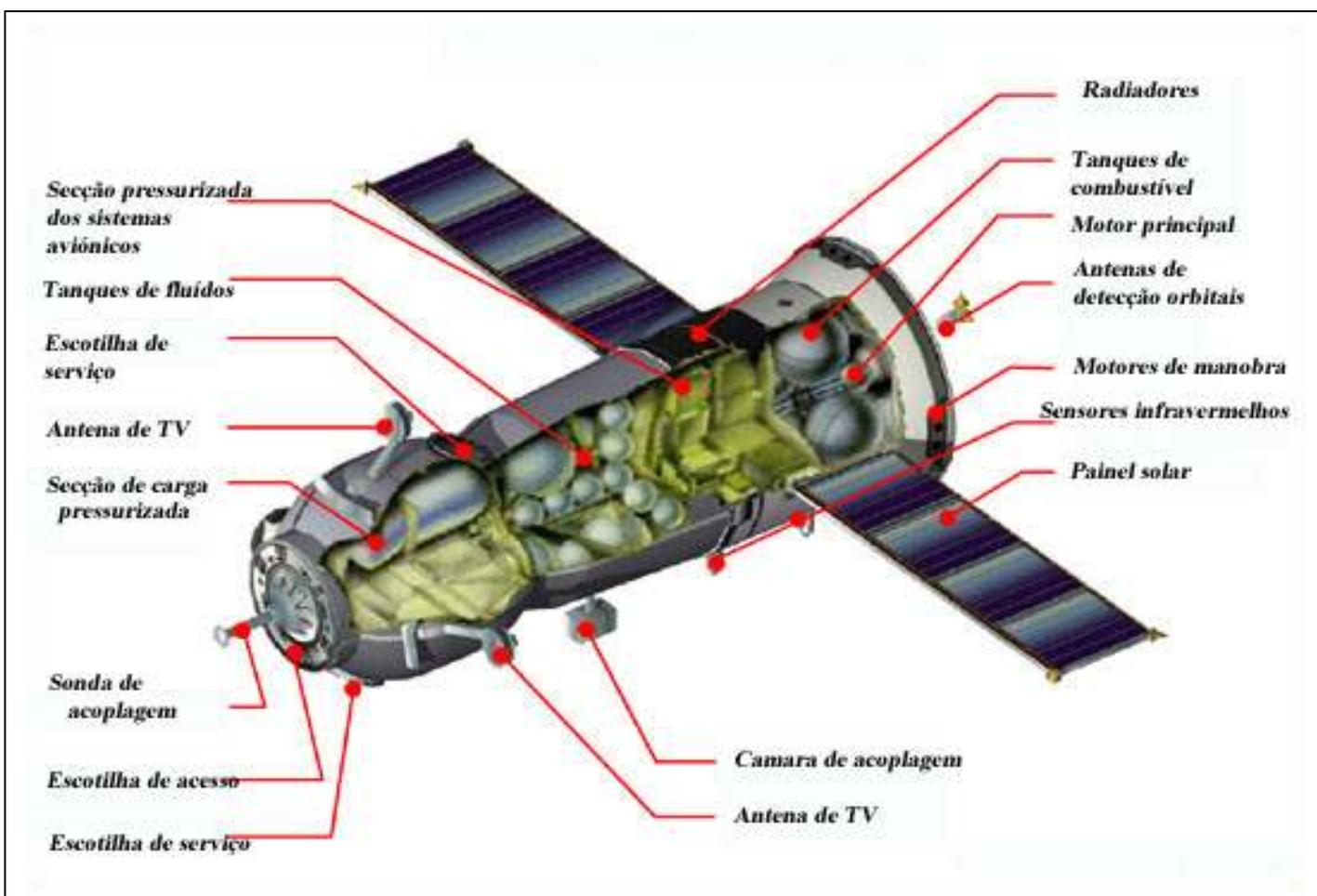
Na missão ISS-51P, a utilização do esquema tradicional de aproximação à ISS veio provar ser benéfico devido aos problemas registados com a antena do sistema de aproximação e acoplagem Kurs.

Mais uma vez a NASA decidiu designar um veículo pertencente a outra nação com uma designação que não corresponde á verdade. Sendo esta a missão ISS-51P, a NASA designa este cargueiro como Progress-51, referindo-se assim ao número sequencial no programa da estação espacial internacional. Porém, esta é uma designação que induz em erro muitos dos leitores.

Os cargueiros Progress M-M

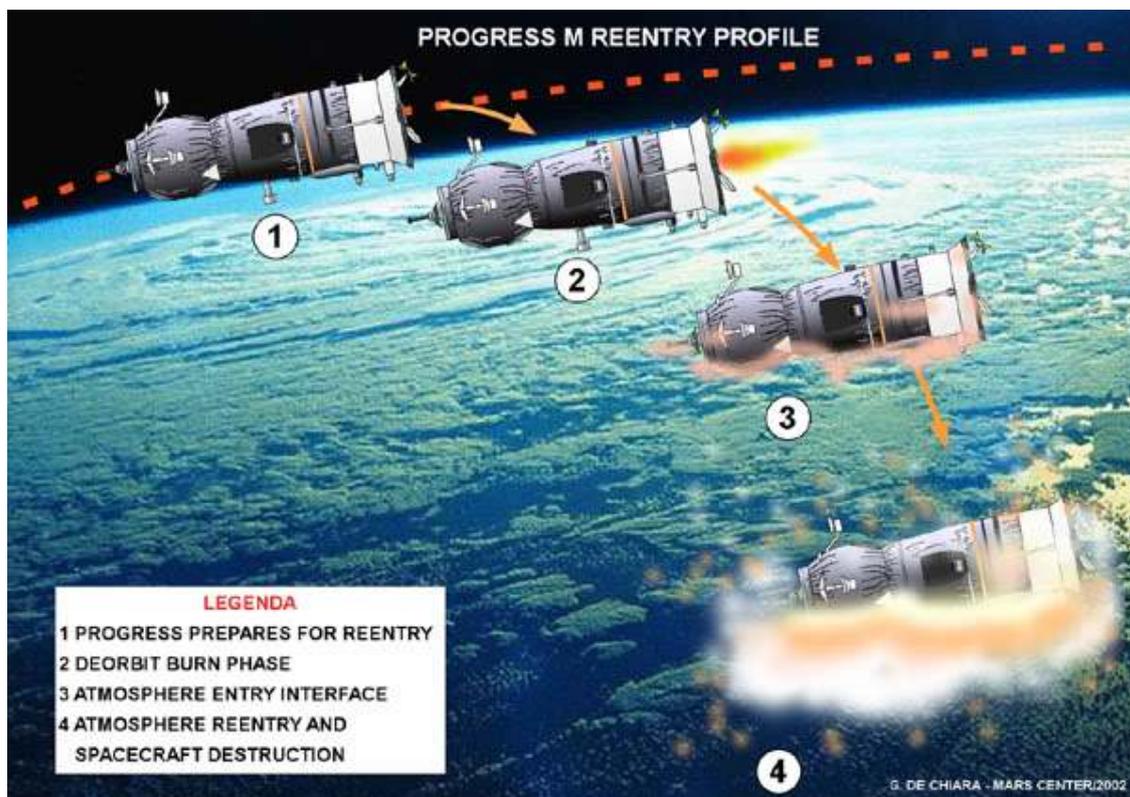
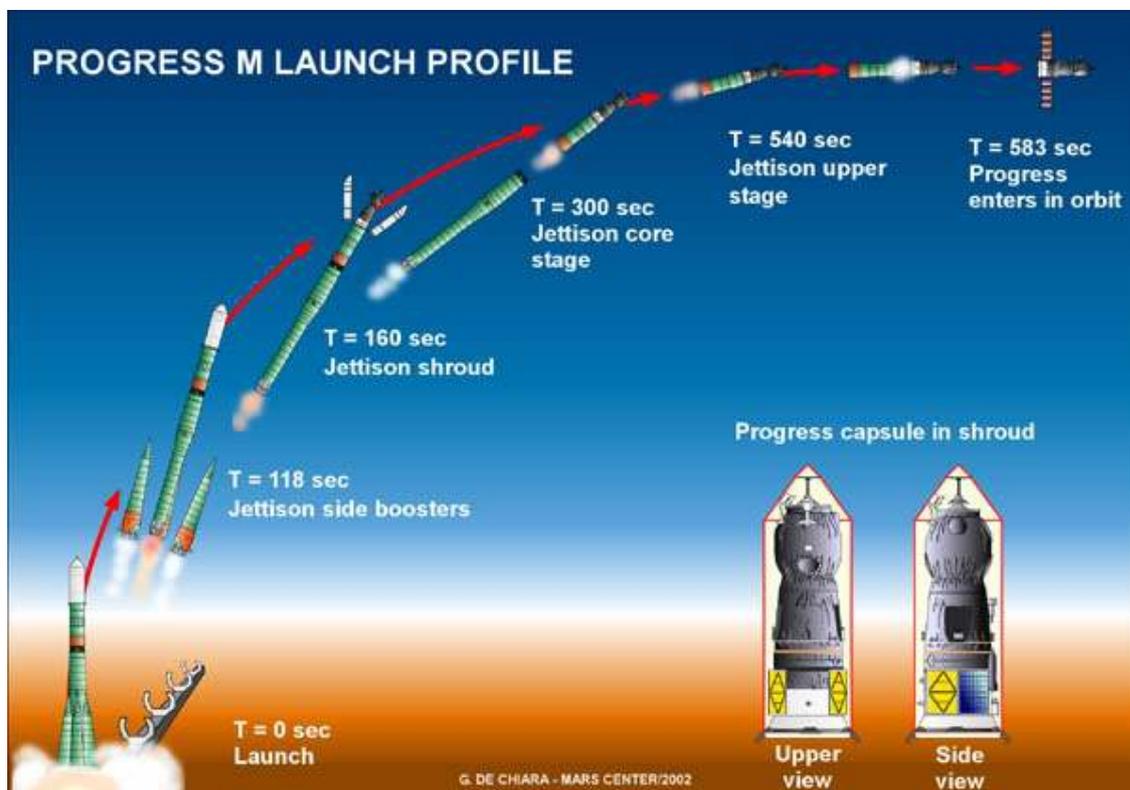
Ao abandonar o seu programa lunar tripulado a União Soviética prosseguiu o seu programa espacial ao colocar sucessivamente em órbita terrestre uma série de estações espaciais tripuladas nas quais os cosmonautas soviéticos e posteriormente russos estabeleceram recordes de permanência no espaço. Começando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

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



A versão carga da Soyuz

O cargueiro 11F615A60 (7K-TGM) n.º 419 foi o 141.º cargueiro russo a ser lançado. Destes, 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 68 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1), 11 do tipo Progress M1 e 19 do tipo Progress M-M. 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 estação orbital Mir. O cargueiro Progress M-SO1 também foi utilizado para transportar carga para a ISS ao mesmo tempo que servia para adicionar o módulo Pirs.



O veículo Progress M-M (11F615A60 - 11Ф615A60) é uma versão modificada do modelo 7K-TGM Progress (11F615A55 - 11Ф615A55), com um novo computador TsVM-101 no lugar do velho computador Árgon-16 e com um novo sistema compacto digital de telemetria MBITS no lugar do velho sistema de telemetria analógico. Estas alterações permitem um sistema de controlo mais rápido e eficiente, ao mesmo tempo que permitem uma redução de 75 kg na massa total do sistema de aviônicos. A estrutura do novo sistema de controlo, a arquitectura do software utilizado e das suas capacidades, bom como a sua natureza modular, permite um ajustamento mais fácil a novos sensores.

Tal como os outros tipos de cargueiros, o Progress M-M é constituído por três módulos:

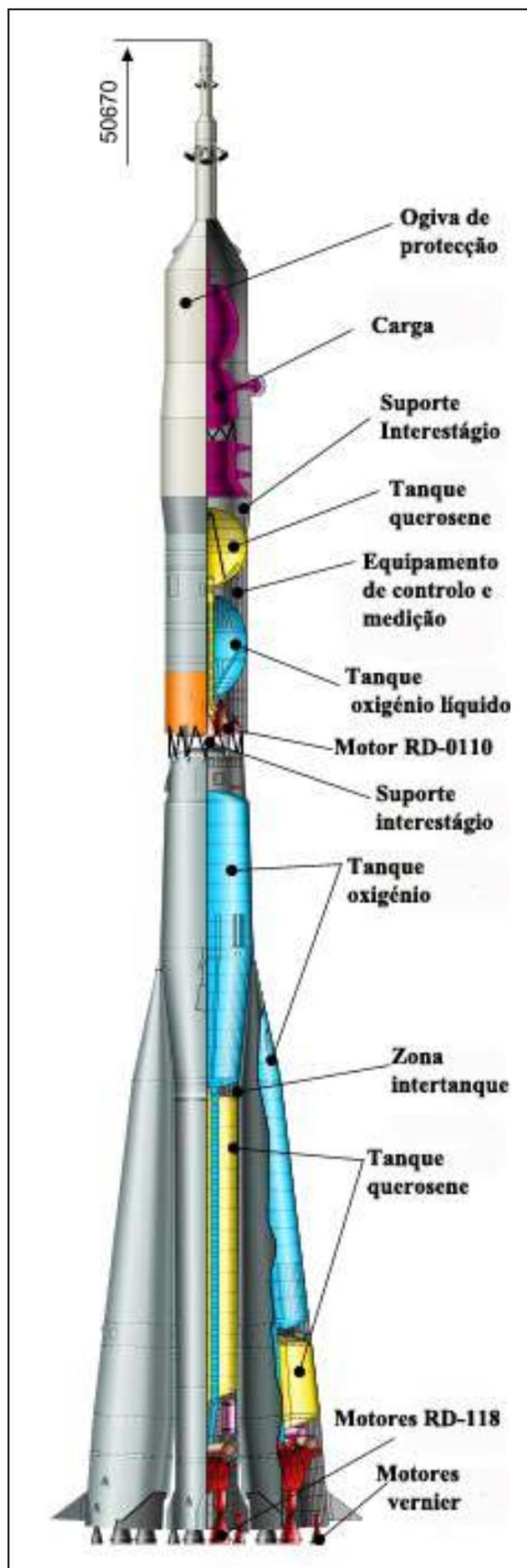
- Módulo de Carga – GO “*Gruzovoi Otsek*” (Грузовой отсек) com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg, está equipado com um sistema de acoplagem e com duas antenas tipo Kurs;
- Módulo de Reabastecimento – OKD “*Otsek Komponentov Dozapravki*” (Отсек Компонентов Дозаправки) com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg, sendo destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;
- Módulo de Serviço PAO “*Priborno-Agregatniy Otsek*” (Приборно Агрегатный Отсек) com um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg, 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 17K-STM Soyuz TM (11F732).

Esta alteração acontece devido ao facto que, tal como aconteceu com os foguetões 8K82K Proton-K, os sistemas de controlo analógicos utilizados nos foguetões 11A511U Soyuz-U e 11A511U-FG Soyuz-FG são fabricados na Ucrânia. Como a agência espacial russa Roscosmos e o Ministério da Defesa Russo não querem depender de um fabricante estrangeiro, torna-se necessário proceder a esta alteração nos lançadores pois os novos sistemas de controlo e telemetria são fabricados na Rússia. A seguinte tabela indica os últimos dez veículos de carga colocados em órbita e o plano de lançamentos destes veículos até 2016:

Progress	Nº de Série	NORAD	Designação Internacional	Lançamento	Acoplagem	Separação	Reentrada
M-10M (42P)	410	37396	2011-017A	27-Abr-11	29-Abr-11	13-Out-11	??-Out-11
M-11M (43P)	411	37679	2011-027A	21-Jun-11	23-Jun-11	23-Ago-11	1-Set-11
M-12M (44P)	412	-	2011-F03	24-Ago-11	-	-	-
M-13M (45P)	413	37857	2011-062A	30-Out-11	02-Nov-11	23-Jan-12	25-Jan-12
M-14M (46P)	414	38073	2012-004A	25-Jan-12	28-Jan-12	19-Abr-12	28-Abr-12
M-15M (47P)	415	38222	2012-015A	20-Abr-12	22-Abr-12	30-Jul-12	20-Ago-12
M-16M (48P)	416	38738	2012-042A	01-Ago-12	01-Ago-12	09-Fev-13	09-Fev-13
M-17M (49P)	417	38975	2012-060A	31-Out-12	31-Out-12	15-Abr-13	21-Abr-13
M-18M (50P)	418	39082	2013-007A	11-Fev-13	11-Fev-13	26-Jul-13	??-Jul-13
M-19M (51P)	419	-	-	22-Abr-13	22-Abr-13	11-Jun-13	??-Jun-13
M-20M (52P)	420	-	-	27-Jul-13	28-Jul-13	18-Dez-13	??-Dez-13
M-21M (53P)	421	-	-	21-Nov-13	23-Nov-13	09-Abr-14	??-Abr-14
M-22M (54P)	422	-	-	05-Fev-14	05-Fev-14	25-Mar-14	??-Mar-14
M-23M (55P)	423	-	-	28-Abr-14	28-Abr-14	23-Jun-14	??-Jun-14
M-24M (56P)	424	-	-	30-Jul-14	01-Ago-14	22-Nov-14	??-Nov-14
UM	-	-	-	24-Jun-14	26-Jun-14	??-Jun-14	??-Jun-14
M-24M (56P)	424	-	-	24-Jul-14	24-Jul-14	01-Fev-15	??-Fev-15
M-25M (57P)	425	-	-	22-Out-14	22-Out-14	29-Abr-15	??-Abr-15
M-26M (58P)	426	-	-	02-Fev-15	02-Fev-15	29-Jul-15	??-Jul-15
M-27M (59P)	427	-	-	30-Abr-15	30-Abr-15	21-Out-15	??-Out-15
MS	?	-	-	30-Jul-15	30-Jul-15	29-Set-15	??-Set-15
MS-2	?	-	-	22-Out-15	22-Out-15	-	-
MS-3	?	-	-	22-Fev-16	22-Fev-16	-	-

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos dos veículos de carga russos, bem como os seus próximos lançamentos. Todos os lançamentos foram levados a cabo desde o Cosmódromo de Baikonur por foguetões 11A511U Soyuz-U e tiveram como destino a estação espacial internacional ISS. Em itálico encontram-se as datas previstas para os acontecimentos indicados. Tabela: Rui C. Barbosa.

O foguetão 11A511U Soyuz-U



O foguetão 11A511U Soyuz-U (11A511Y Союз-У) é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom). O Soyuz-U é fabricado pelo Centro Espacial Estatal Progress de Produção e Pesquisa em Foguetões (*TsSKB Progress*) em Samara, sobre contrato com a agência espacial russa.

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

O módulo orbital (onde está localizada a carga a transportar) pode ter uma altura entre os 7,31 metros e os 10,14 metros dependendo da carga. O diâmetro máximo da sua secção cilíndrica varia entre os 2,7 metros e os 3,3 metros (dependendo da carga a transportar). O foguetão possui um sistema de controlo analógico e tem uma precisão na inserção orbital de 10 km em respeito à altitude, 6 segundos em respeito ao período orbital e de 2° no que diz respeito ao ângulo de inclinação orbital. É um veículo de três estágios, sendo o primeiro estágio constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido designados Blok B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso de 43.400 kg, pesando 3800 kg sem combustível. O seu comprimento máximo é de 19,8 metros e a sua envergadura é de 3,82 metros. O tanque de propolente (querosene e oxigénio) tem um diâmetro de 2,68 metros. Cada propulsor tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

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

O Blok A constitui o corpo principal do lançador e é o segundo estágio, estando equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 99500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Blok A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros. O diâmetro máximo dos tanques de propolente é de 2,66 metros.

Este estágio tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio). O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

O terceiro e último estágio do lançador é o Blok I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.710 kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um

comprimento de 6,7 metros (podendo atingir os 9,4 metros dependendo da carga a transportar) e um diâmetro de 2,66 metros (com uma envergadura de 2,95 metros), utilizando como propelentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros. A tabela seguinte indica os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo com o foguetão 11A511U Soyuz-U.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2011-028	27-Jun-11	15:59:59,907	76012222	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2472 (37727 2011-028A)
2011-F03	24-Ago-11	13:00:08,041	J115000-132	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-12M
2011-062	30-Out-11	10:11:12,006	H15000-129	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-13M (37857 2011-062A) Chibis-M (38051 2011-062C)
2012-004	25-Jan-12	23:06:39,934	H15000-127	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-14M (38073 2012-004A)
2012-015	20-Abr-12	15:50:24,124	J115000-135	Baikonur	LC31 PU-6	Progress M-15M (38222 2012-015A)
2012-024	17-Mai-12	14:05:00,311	78031229	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2480 (38335 2012-024A)
2012-042	01-Ago-12	19:35:13,170	J115000-134	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-16M (38738 2012-042A)
2012-060	31-Out-12	07:41:18,116	J115000-136	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-17M (38975 2012-060A)
2013-007	11-Fev-13	14:41:46,134	J115000-137	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-18M (39082 2013-007A)
2013-017	24-Abr-13	10:12:16,182	J115000-138	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-19M (39148 2013-017A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 11A511U Soyuz-U sem qualquer estágio superior (Fregat ou Ikar). Este lançador continua a ser o vector mais utilizado pela Rússia. Tabela: Rui C. Barbosa.

Lançamento do Progress M-19M

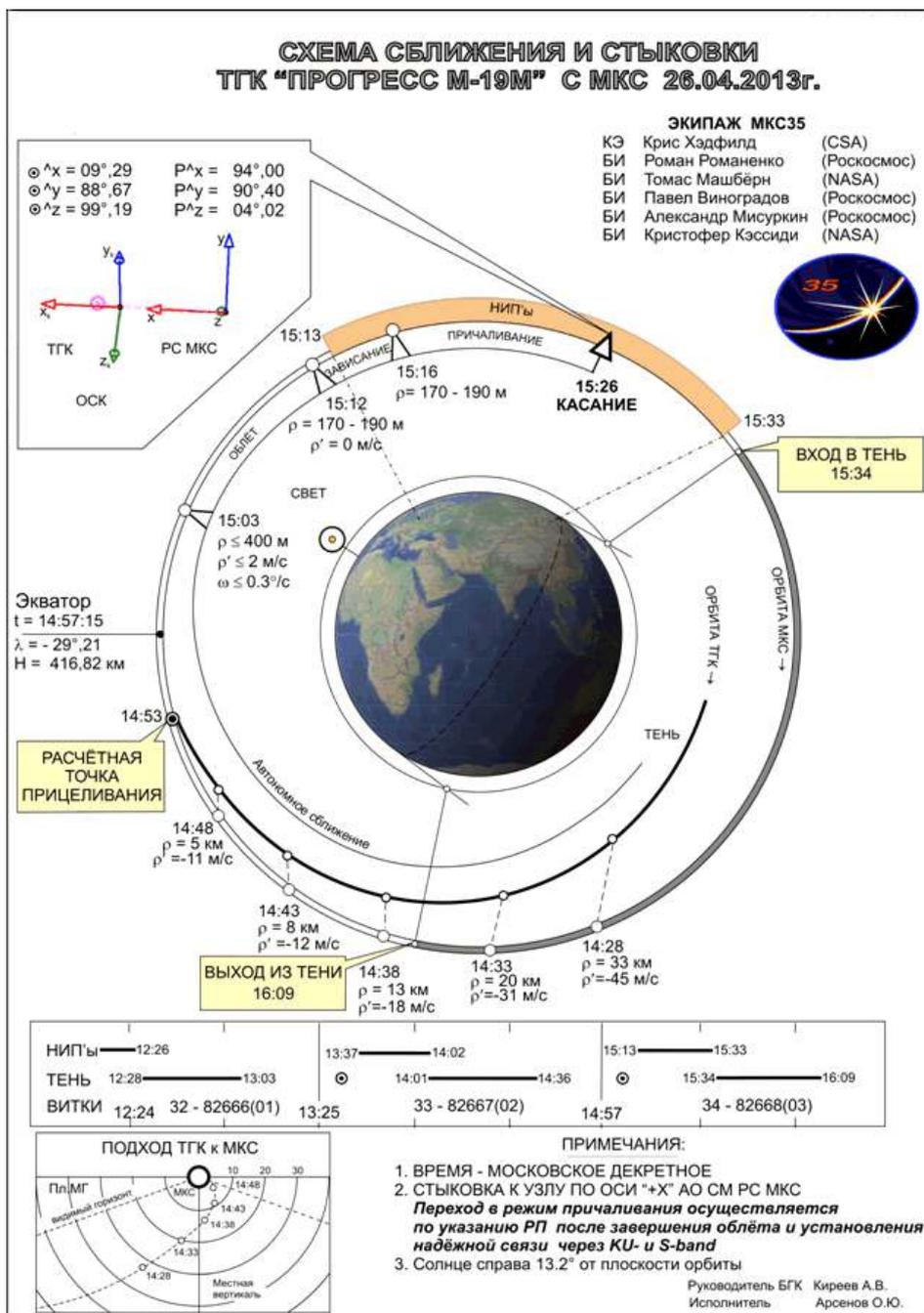
Os diferentes componentes do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U (J115000-138) terão chegado ao Cosmódromo de Baikonur em Setembro de 2012 enquanto que o veículo de carga 11Ф615А60 n.º 419 destinado à missão ISS-51P (que posteriormente receberia a designação Progress M-19M) chegaria a Baikonur a 27 de Janeiro de 2013. Tanto os componentes do foguetão lançador como o veículo de carga, são transportados para o Cosmódromo de Baikonur via caminhos-de-ferro até à estação de Tyura-Tam. Aqui, e por se encontrar em território do Cazaquistão, são executados os devidos procedimentos alfandegários com a respectiva vistoria dos vagões. Depois das necessárias verificações alfandegárias, os comboios são transferidos para a rede de caminho-de-ferro do Cosmódromo de Baikonur e transportado para as instalações do edifício de integração e montagem da Área 112 (para o caso do foguetão lançador quando lançado desde o Complexo de Lançamento LC1 '17P32-5') e para a Área 254 (para o caso dos veículos de carga ou tripulados) onde são preparados para o lançamento. Após a chegada ao cosmódromo do Progress M-19M foram realizados os testes integrados e autónomos do veículo, além de se proceder à inspeção dos sistemas de rádio. A 28 de Fevereiro o Progress M-19M iniciava os testes no interior da câmara de vácuo 17T523M. O lançamento estava originalmente previsto para ter lugar a 24 de Abril, mas em princípios de Março era antecipado por 48 horas. Porém, em finais desse mês o lançamento era de novo agendado para o dia 24 de Abril devido a conflitos com o lançamento do satélite Bion-M1.

Terminados os testes para a verificação de fugas, e assim atestando-se a integridade da estrutura do veículo, este foi preparado para ser abastecido e a 12 de Abril teve lugar uma reunião da Comissão Técnica que decidiu proceder com o abastecimento do Progress M-19M que foi transportado para a estação de abastecimento no dia seguinte. Os propelentes e os gases de pressurização abastecidos seriam utilizados para as manobras orbitais e para as manobras de aproximação e acoplagem com a ISS. No dia 16 de Abril, e já devidamente abastecido, o veículo era transportado de volta para as instalações de integração e montagem. No dia 18 de Abril o veículo era acoplado ao compartimento de transferência 11S517A2. Este compartimento é um bloco cilíndrico que permite a união entre a carga a ser colocada em órbita e o último estágio do foguetão lançador, neste caso o Blok-I. No dia seguinte era levada a cabo uma inspeção por parte dos especialistas da Corporação RKK Energia 'Sergei Korolev', sendo depois colocado no interior da carenagem de protecção 11C517A2 (J115000-102), constituindo assim o Módulo Orbital. Neste mesmo dia este conjunto seria transportado para o edifício de integração e montagem do lançador MIK-112 e as operações de integração seriam levadas a cabo nos dias 20 e 21 de Abril.



No dia 21 de Abril teria lugar mais uma reunião da Comissão Técnica que avaliou os preparativos para o lançamento. No final dessa reunião foi tomada a decisão de se proceder ao transporte do lançador e da sua carga para a plataforma de lançamento. O transporte do foguetão 11A511U Soyuz-U (JI15000-138) com o veículo de carga 11Φ615A60 n.º 419 para a Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) teria lugar a 22 de Abril, iniciando-se dois dias de operações de preparação final para o lançamento. Como é tradição, o comboio abandonou as instalações do MIK da Área 112 às 0100UTC, a hora em que o foguetão de Yuri Gagarin começou a ser transportada para a mesma plataforma de lançamento que seria utilizada para o lançamento do Progress M-19M.





O ciclograma da missão do Progress M-19M desde o seu lançamento até à acoplagem com a ISS e os momentos finais antes do lançamento em Baikonur.



Com os preparativos finais e a contagem decrescente a decorrerem sem problemas, o lançamento do veículo de carga Progress M-19M teria lugar às 1012:16,182UTC do dia 24 de Abril. A tabela mostra os tempos das diferentes fases do lançamento e de seguida o denominado ciclograma do voo até à acoplagem com a ISS.

Fase do lançamento	Tempo (m:s)	Hora (UTC)
Lançamento	0	1012:16,18
Final da queima e separação do 1º estágio	1:58,78	1014:14,96
Separação da carenagem de protecção	2:40,56	1014:56,74
Final da queima do 2º estágio	4:45,05	1017:01,23
Separação do 2º estágio / ignição do 3º estágio	4:47,30	1017:03,48
Separação da grelha de ligação 2º / 3º estágio	4:57,05	1017:13,23
Final da queima do 3º estágio	8:45,88	1021:02,06
Separação do Progress M-17M	8:49,18	1021:05,36



Lançamento do foguetão 11A511U Soyuz-U (J115000-138) com o veículo de carga Progress M-19M, a 24 de Abril de 2013.





Massa do veículo no lançamento	7.290 kg
Quantidade de propelente no sistema de reabastecimento	365 kg
Oxigénio	26 kg
Ar	22 kg
Água no sistema de tanques Rodnik	410 kg
Carga no compartimento selado (massa total – 1.543 kg)	
Equipamento para os sistemas	
Controlo da composição da atmosfera SOGS	83 kg
Controlo do abastecimento de água SVO	120 kg
Sistema de controlo térmico SOTR	8 kg
Sistema de controlo de ruído acústico	1 kg
Sistema de manutenção e reparação STOR	6 kg
Kit de manutenção de reparação (KS TOR)	27 kg
Itens do sistema de protecção contra incêndios SPPZ	6 kg
Meios sanitários e de higiene SGO	118 kg
Rações de alimentos, produtos frescos	198 kg
Equipamento médico, roupa interior, elementos individuais de cuidados de higiene, sistemas de limpeza e de manutenção do ar da estação espacial	695 kg
Equipamento para o módulo Zarya	62 kg
Equipamento para o módulo MRM-1 Rassvet	10 kg
Equipamento para o módulo MRM-2 Poisk	19 kg
Equipamento para o módulo DC-1 Pirs	18 kg
Equipamentos científicos para experiências	21 kg
Equipamento de suporte tecnológico	16 kg
Entrega especial para os tripulantes russos	103 kg
Equipamento fotográfico para os membros da tripulação	33 kg
Rações de alimentos e equipamentos norte-americanos	15 kg
Massa total de carga	2.366 kg

internacional, realizando uma série de manobras orbitais para aproximar a sua órbita à órbita da ISS. A primeira manobra orbital teve lugar durante a 3ª órbita às 1351:36UTC com os motores do veículo a serem accionados durante 106,4 s e proporcionando uma alteração de velocidade (ΔV) de 42,70 m/s. Após esta manobra o veículo ficou colocado numa órbita com um perigeu a 226,21km, apogeu a 339,34 km, inclinação orbital de 51,65° e período orbital de 90,05 minutos. A segunda manobra orbital foi levada a cabo na 4ª órbita às 1443:13UTC com os motores do veículo a serem accionados durante 63,1 s e proporcionando uma alteração de velocidade 25,40 m/s. Após esta manobra o Progress M-19M ficou colocado numa órbita com um perigeu a 287,08 km, apogeu a 366,86 km, inclinação orbital de 51,63° e período orbital de 90,93 minutos. Estas duas manobras formam uma órbita de faseamento para posterior encontro com a ISS.

Após a realização da segunda correcção orbital, o computador de bordo TsVM-101 recebe os novos parâmetros orbitais enviados pelo Centro de Controlo de Voo TsUP. O computador realiza então as correcções que devem ser implementadas. A 3ª manobra orbital teve lugar às 11136:13UTC do dia 25 de Abril. Desta vez os motores do veículo foram accionados durante 29,0 s e proporcionaram um impulso de 2,00 m/s. Após esta manobra o veículo de carga ficou colocado numa órbita com um perigeu a 293,83 km, apogeu a 365,97 km, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 91,00 minutos.

Segundo dados do Centro de Controlo de Korolev, TsUP (ЦУП, Центр Управления Полётом – Tsentr Upravleniya Poletom), o Progress M-19M ficava colocado numa órbita inicial com um perigeu a 193,50 km de altitude, apogeu a 247,20 km de altitude, inclinação orbital de 51,65° e período orbital de 88,59 minutos. Nesta altura os parâmetros orbitais da ISS eram: perigeu a 402,85 km, apogeu a 426,87 km, inclinação orbital de 51,66° e período orbital de 92,69 minutos.

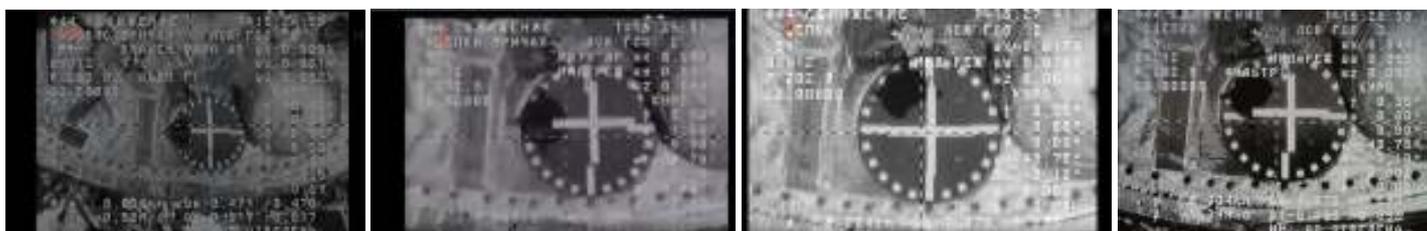
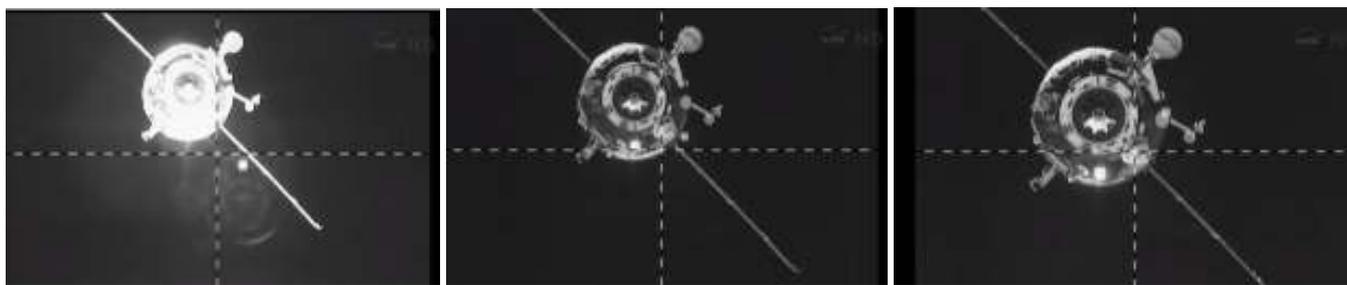
Logo após entrar em órbita terrestre, dá-se a abertura dos dois painéis solares bem como dos dispositivos de comunicações e da instrumentação necessária para as manobras de aproximação e acoplagem com a ISS. Porém, logo após a abertura destes dispositivos, tornou-se evidente que havia ocorrido um problema com a abertura da antena do sistema de aproximação a acoplagem Kurs-A, nomeadamente a antena designada 2ASF1-M-VKA-03. Os especialistas russos tentaram por várias vezes fazer com que a antena se colocasse na posição correcta, mas todas as tentativas foram infrutíferas.

As antenas do sistema Kurs são necessárias para os últimos momentos da aproximação e acoplagem com a ISS. Os requisitos exigem todas as antenas de curto alcance estejam em posição para finalizar com sucesso a manobra em torno da estação e a posterior fase estacionária antes da aproximação final.

A falha das antenas do sistema Kurs no Progress M-19M não foi caso único, pois o mesmo aconteceu com os veículos Progress M-53 (Junho de 2005), Progress M-01M (Novembro de 2008), Progress M-67 (Julho de 2009), Progress M-05M (Maio de 2010) e Progress M-08M (Outubro de 2010). A única diferença é que estas falhas ocorreram durante a aproximação final, enquanto que no caso do Progress M-19M a falha ocorreu logo no princípio da missão.

Apesar dos programas com a antena do sistema Kurs-A, o Progress M-19M iniciava a fase de aproximação de 48 horas à estação espacial

Aos cosmonautas russos na estação espacial (Roman Romanenko, Pavel Vinogradov e Alexander Misurkin) foi solicitado para fotografarem a antena em questão com as melhores lentes disponíveis, enquanto que a tripulação norte-americana referia ao Centro de Controlo de Houston que poderiam ajudar a obter fotografias da antena se fosse necessário.



Pelas 1051UTC procedia-se à activação da parte operacional do sistema Kurs e pelas 1136UTC procedia-se ao teste deste sistema. A aproximação à ISS foi realizada com o sistema Kurs, porém pelas 1152UTC procedia-se à activação do sistema de acoplagem manual TORU para o caso de ser necessária a sua utilização. A manobra de translação em torno da ISS teve início às 1204UTC, estando estacionário em relação à ISS às 1222UTC. A aproximação final teve início às 1213UTC e a acoplagem automática com o módulo Zvezda utilizando o sistema Kurs teve lugar às 1225UTC. Após a acoplagem e após a dissipação das forças residuais entre os dois veículos, os ganchos do sistema de acoplagem são encerrados às 1234UTC e o controlo de atitude da ISS passou do centro de controlo russo para o centro de controlo norte-americano (geralmente controlada pela Centro de Controlo de Houston, a atitude da ISS é sempre transferida para o Centro de Controlo de Korolev quando se dá a chegada ou partida de um veículo espacial russo).



O primeiro lançamento da China em 2013

Em finais de 2012 os responsáveis chineses afirmaram que a China iria levar a cabo 16 lançamentos orbitais em 2013. Com a maior parte destes lançamentos a serem programados para o segundo semestre, o primeiro lançamento neste ano veio registar-se muito mais tarde do que é usual. Assim, o primeiro lançamento orbital da China em 2013 teve lugar a 26 de Abril com um foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D a ser lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan para colocar o primeiro de uma nova série de satélites civis de observação da Terra.

Os satélites Gaofen

O programa GF Gaofen ('alta resolução') é um dos 16 programas anunciados pelo Conselho Estatal Chinês para os seus programas nacionais científicos e tecnológicos. Este programa irá tornar-se no principal projecto de observação civil, combinando a utilização de satélites, bem como de aviões e até de balões estratosféricos.



O programa teve início em 2010, com pelos menos 14 satélites a estarem previstos para serem lançados entre 2013 e 2020. O programa fará parte de uma rede global de vigilância de tempo quase real em todas as condições atmosféricas para planeamento de agricultura, auxílio em catástrofes naturais e humanas, protecção ambiental e segurança.

O satélite GF-1 Gaofen-1 é baseado no pequeno modelo de satélite do CAST (*China Academy of Space Technology*), construído pela *China Spacesat Co. Ltd*. Está equipado com dois painéis solares. Para propósitos de observação, o GF-1 está equipado com uma câmara CCD com 2 metros de resolução, uma câmara de 8 metros de resolução multi-espectral, e uma câmara de grande angular multi-espectral com 16 metros de resolução. A plataforma CAST2000 é um modelo de satélite com uma alta performance, expansibilidade e

flexibilidade. Possui um subsistema de transmissão, telemetria e comando; uma estabilização espacial nos seus três eixos, tendo as capacidades de um controlo de alta precisão, manobrabilidade de largo ângulo, grande flexibilidade de manobrabilidade orbital, sistemas de manutenção altamente integrados e um sistema de fornecimento de energia altamente efectivo. Além do mais, a capacidade de manutenção de configuração de constelações de satélites em órbita e um controlo de fase para suportar o voo em formação de pequenos satélites. Este modelo tem sido extensivamente aplicado em vários programas espaciais chineses, tendo provado ser de excelente performance e fiabilidade.

O modelo CAST2000 pode ser aplicado em diferentes missões, tais como missões de observação da Terra, demonstração tecnológica, exploração científica, exploração ambiental terrestre, voos em formação e criação de redes, pesquisa e aplicações meteorológicas, comunicações e navegação.



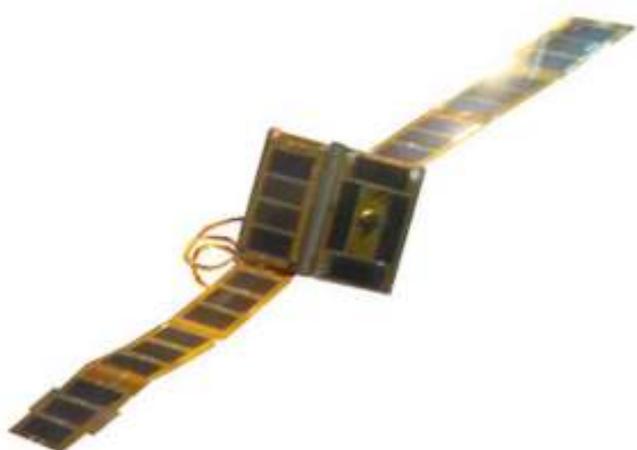
Espera-se também que em 2013 seja colocado em órbita o satélite GF-2 Gaofen-2 que terá uma resolução de 1 metro através de uma câmara pancromática e uma resolução de 4 metros com uma câmara multi-espectral. Outros três satélites da série deverão ser lançados em 2015, incluindo o Gaofen-3, que irá transportar um radar de banda C de abertura sintetizada com uma resolução de 1 metro, enquanto que o Gaofen-4 terá uma resolução de 50 metros com uma câmara de ponto fixo em órbita geostacionária. Por seu lado, o GF-5 irá utilizar uma câmara hiper-espectral de luz visível e infravermelho próximo, um sistema de monitorização dos gases de efeito de estufa e espectrómetro frequência total, um espectrómetro de absorção de gases para fotometria de multi-ângulo dos aerossóis atmosféricos, e um detector de radiação infravermelha de elevada resolução para análise do ambiente atmosférico. O Gaofen-6 será lançado em 2016 e irá incluir uma câmara pancromática com uma resolução de 2 metros, uma câmara multi-espectral com uma resolução de 8 metros e uma câmara multiespectral com uma resolução de 16 metros. O Gaofen-7, a ser lançado em 2017, irá transportar uma câmara hiperespectral estereográfica para cartografia.

O programa Gaofen é gerido pela Administração Estatal de Ciência, Tecnologia e Industria para Defesa Nacional. Os principais utilizadores governamentais serão o Ministério do Solo e Recursos, o Ministério da Agricultura e o Ministério da Protecção Ambiental.

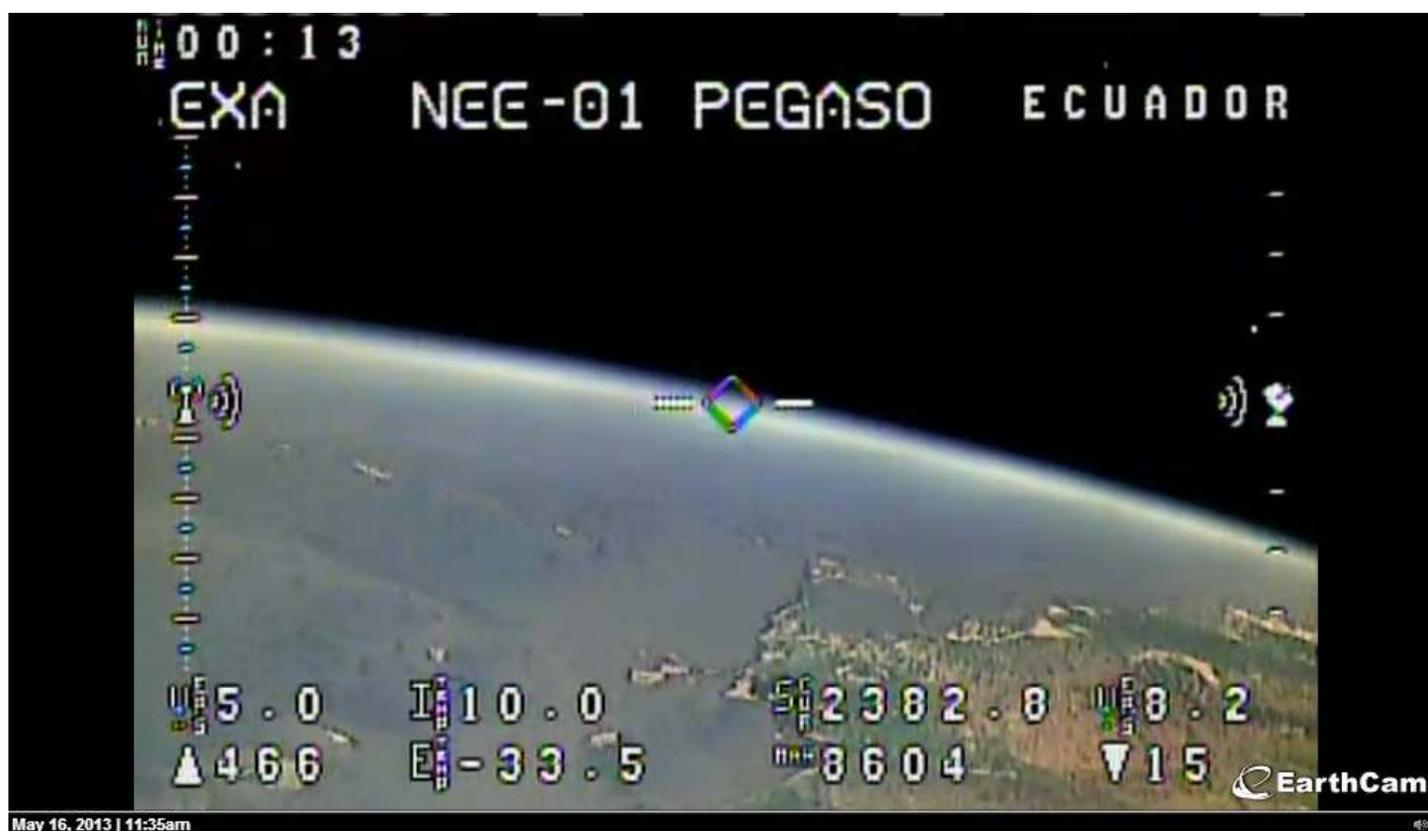
Cargas secundárias

Juntamente com o satélite GF-1 Gaofen-1 foram lançados três pequenos CubeSats: o NEE-01 Pégaso, o CubeBug-1 e o Turksat-3USAT.

O pequeno NEE-01 Pégaso é um CubeSat-1U e é o primeiro satélite artificial do Equador. Várias tarefas serão levadas a cabo por este pequeno satélite, nomeadamente tarefas de demonstração tecnológica e educação, testes de transmissão de vídeo em tempo real, teste do painel solar multifásico e o teste de um sistema passivo de abertura de antena, além do teste de um escudo térmico e de radiação e o teste de um sistema de controlo térmico por nanotubos.



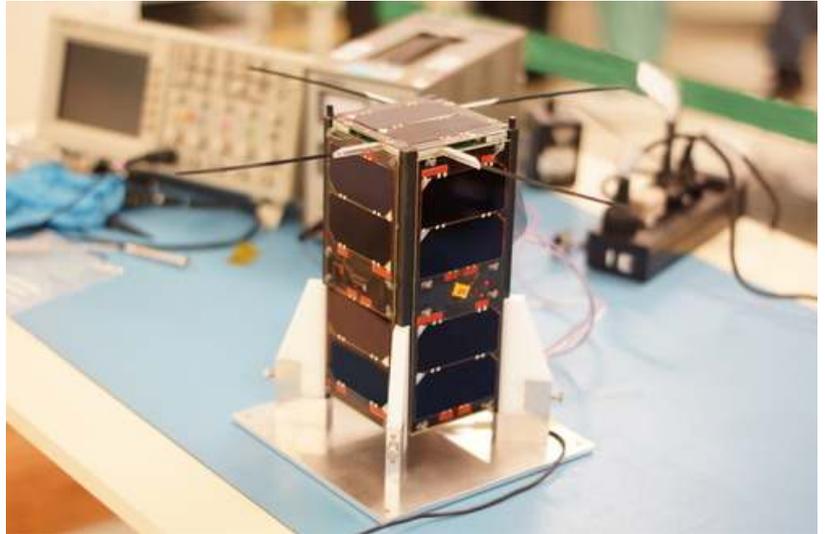
No lançamento o NEE-01 Pégaso tinha uma massa de 1,266 kg. O satélite está equipado com dois painéis solares que se encontravam armazenados no lançamento. Estes painéis solares geram energia que é armazenada em baterias internas. O satélite Pégaso estava originalmente previsto para ser colocado em órbita por um foguetão Dnepr-1, porém os constantes atrasos no lançamento levaram a agência espacial equatoriana por optar pela utilização de um lançador chinês para colocar o satélite em órbita. No dia 16 de Maio o NEE-01 Pégaso transmitiu as primeiras imagens em directo desde a órbita terrestre. No entanto, desde então a transmissão em <http://www.earthcam.com/world/ecuador/ecsa/> tem sido intermitente.



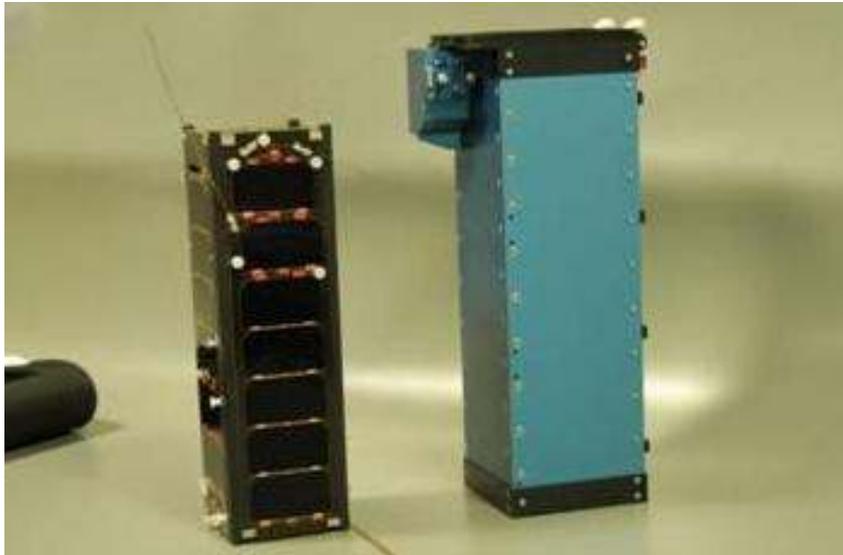


Da Argentina veio o CubeBug-1, também designado ‘Capitán Beto’. Este CubeSat-2U é a primeira missão de demonstração tecnológica para um novo desenho de plataforma CubeSat (mecânica, hardware e software) que se pretende seja de Open Source e Open Hardware para utilização em projectos amadores, projectos universitários e laboratórios de investigação.

Este projecto é apoiado pelo Ministério da Ciência da Argentina, pelo *Technology and Productive Innovation*, INVAP S.E., pela *Satellogic S.A.*, e pelo *Radio Club Bariloche*.



O satélite inclui componentes desenhados de propósito para a missão, tais como o computador de bordo, uma nano-roda de reacção com o seu circuito de orientação e uma câmara de baixa resolução. Após o final da fase de demonstração tecnológica da missão, o satélite irá entrar num modo que irá incluir serviços para a comunidade de radioamador, incluindo um Digipeter e descargas de dados científicos.



O Turksat-3USAT é o primeiro nanossatélite de comunicações da Universidade Técnica de Istanbul, sendo um projecto que surge em seguimento do satélite ITUpSat-1 (*Istanbul Technical University PicoSatellite-1*) colocado em órbita em 2009.

Este satélite tinha uma massa de cerca de 4 kg e as suas dimensões são 0.1 x 0.1 x 0.3 metros. A bordo transporta uma câmara C329 UART que permite observações ocasionais de áreas determinadas. O satélite foi construído em conjunto com a TURKSAT e estava originalmente destinado a ser colocado em órbita por um foguetão Dnepr-1, porém os constantes atrasos no lançamento levou a que se optasse pela utilização de um lançador chinês para colocar o satélite em órbita.

A carga do Turksat-3USAT é um repetidor linear VHF/UHF que será utilizado em comunicações por voz. O satélite possui também um sistema de remoção de órbita que será utilizado no final da sua vida útil para retirar o veículo da órbita terrestre, cumprindo assim as regulamentações das Nações Unidas. O objectivo deste sistema será o de retirar o satélite de órbita dentro de 25 anos ao aumentar o atrito no veículo utilizando uma área frontal composta por uma membrana ultraleve.

A energia para as operações do satélite é fornecida por dois painéis solares que é depois armazenada em baterias de iões de lítio, juntamente com super condensadores. A estabilização do satélite é conseguida utilizando um sistema de controlo de atitude passivo com barras de histerese.

O foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D

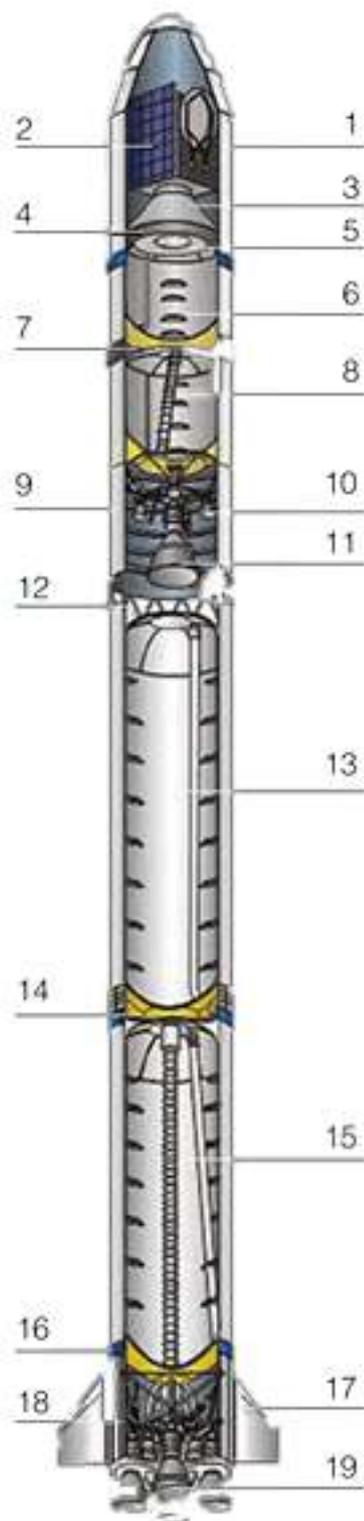
O foguetão lançador chinês CZ-2D Chang Zheng-2D (长征二号丁火箭), fabricado pela Academia de Tecnologia Espacial de Xangai, é um veículo a dois estágios destinado a colocar satélites em órbitas terrestres baixas. O seu primeiro estágio é semelhante ao do foguetão lançador CZ-4 Chang Zheg-4, bem como o seu segundo estágio exceptuando uma secção de equipamento melhorada em relação ao CZ-4.

O CZ-2D Chang Zheng-2D tem a capacidade de colocar uma carga de 3.500 kg numa órbita a uma altitude de 200 km com uma inclinação de 28,0° em relação ao equador terrestre ou uma carga de 1.300 kg para uma órbita sincronizada com o Sol a uma altitude de 645 km. No lançamento desenvolve 2.961,6 kN, tendo uma massa total de 232.250 kg, um comprimento de 41,056 metros e um diâmetro de 3,35 metros.

O CZ-2D Chang Zheng-2D é principalmente lançado desde o Complexo de Lançamento LC-43 do Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan (áreas LA-2B '138' e SLS-2 '603'), mas pode também ser lançado desde Xichang e Taiyuan.

O primeiro lançamento do CZ-2D teve lugar a 9 de Agosto de 1992 (0800UTC) quando o veículo Y1 colocou em órbita o satélite recuperável FSW-2 (1) (22072 1992-051A).

O CZ-2D Chang Zheng-2D pode utilizar dois tipos de carenagens de protecção



Estágio	Primeiro estágio L-138	Segundo estágio L-35	
		Motor principal	Motor vernier
Diâmetro (m)	3,35	3,35	
Comprimento (m)	27,910	10,9	
Massa (kg)	192.700	39.550	
Massa do propelente (kg)	183.200	35.550	
Propolente	N2O4/UDMH	N2O4/UDMH	N2O4/UDMH
Motor	YF-21C	YF-24C	4 x YF-23
Força (kN)	2.961,6	742,04	47,1
Impulso específico (m/s)	289	297	282
Impulso específico (nm) (s)	259	260	260
Tempo de queima (s)	170	295	
Massa (kg)		232.250	
Comprimento (m)		41,056	
Diâmetro carenagem (m)		3,35	
Comprimento carenagem (m)		6,983	
Carga SSO (kg)		1.300	

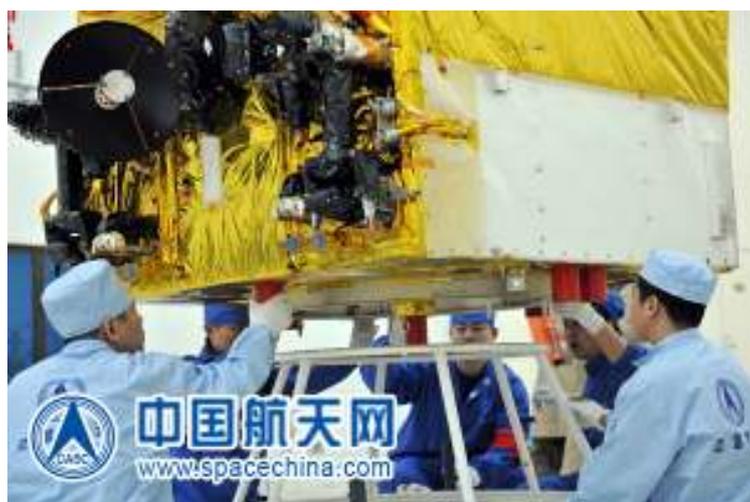
1 – carenagem de protecção; 2 – carga; 3 – secção de suporte; 4 – secção frontal do tanque de oxidante do segundo estágio; 5 – secção de equipamento; 6 – secção interestágio; 7 – tanque de oxidante do segundo estágio; 8 – secção inter-tanque; 9 – tanque de combustível do segundo estágio; 10 – motores vernier do segundo estágio; 11 – motor principal do segundo estágio; 12 – secção central interestágio; 13 – estrutura central interestágio; 14 – tanque de oxidante do primeiro estágio; 15 – secção inter-tanque; 16 – tanque de combustível do primeiro estágio; 17 – secção de transição posterior; 18 – aletas de estabilização; 19 – motor do primeiro estágio

distintas dependendo do tipo de carga a colocar em órbita. A carenagem Tipo A tem um diâmetro de 2,90 metros (com esta carenagem o lançador tem um comprimento total de 37,728 metros) e a carenagem Tipo B tem um diâmetro de 3,35 metros (comprimento total de 41,056 metros).

A tabela na página seguinte mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2008-061	Y9	1-Dez-08	04:42:00	Yaogan Weixing-4 (33446 2008-061A)
2009-069	Y10	9-Dez-09	08:42:00	Yaogan Weixing-7 (36110 2009-069A)
2010-027	Y15	15-Jun-10	01:39:04,115	Shijian-12 (36596 2010-027A)
2010-040	Y14	24-Ago-10	07:10:04,075	Tianhui-1 (36985 2010-040A)
2010-047	Y11	22-Set-10	02:42:00,835	Yaogan Weixing-11 (37165 2010-047A) Zheda Pixing-1A (1) (37166 2010-047B) Zheda Pixing-1A (2) (37167 2010-047C)
2011-068	Y19	20-Nov-11	00:15:04,609	Chuangxin-1 (3) (37930 2011-068A) Shiyan Weixing-4 (37931 2011-068B)
2012-020	Y17	6-Mai-12	07:10:04,736	Tianhui-1B (38256 2012-020A)
2012-052	Y16	29-Set-12	04:12:04,576	VRSS-1 'Francisco de Miranda' (38782 2012-052A)
2012-073	Y22	18-Dez-12	16:13:04,719	Göktürk-2 (39030 2012-073A)
2013-018	Y18	26-Abr-13	0413:04,505	GF-1 Gaofen-1 (39150 2013-018A) NEE-01 Pegaso (39151 2013-018B) CubeBug-1 'Capitán Beto' (39152 2013-018C) Turksat-3USAT (39153 2013-018D)

Lançamento do Gaofen-1



de 2013 a partir do Complexo de Lançamento LC43/603.

Após a ignição o foguetão ascendeu verticalmente durante alguns segundos até ultrapassar a altura da torre de serviço e depois manobrou para o azimute de voo pretendido para a missão. A ignição do primeiro estágio teve uma duração de 2 minutos e 37 segundos, terminando às 0415:42UTC. A ignição do segundo estágio ocorreu de imediato.

¹⁸ “Ecuador lanzará su primer satélite a fin de mes desde China”, <http://www.economista.es/ciencia-eAm/noticias/4746135/04/13/Ecuador-lanzara-su-primer-satelite-a-fin-de-mes-desde-China.html>



A separação da carenagem de protecção ocorreu às 0416:22UTC (T+3m 17s). As operações do segundo estágio terminam em duas fases. Primeiro, finaliza a queima do motor principal a T+5m 23s (0418:28UTC), com os motores vernier a continuarem a elevar o segundo estágio para a órbita terrestre. A queima destes motores terminaria a T+12m 31s (0425:36UTC).

A separação do satélite GF-1 Gaofen-1 teria lugar às 0426:05UTC (T+13m 2s), enquanto que os três CubeSats se separariam às 0426:42UTC (T+13m 37s) do sistema de transporte desenvolvido pela empresa holandesa ISIS.





Rússia lança satélite de navegação

A Rússia levou a cabo o lançamento de um satélite de navegação GLONASS-M a partir do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk a 26 de Abril de 2013. Este foi o primeiro lançamento de um satélite de navegação desde 26 de Fevereiro de 2011 quando o primeiro satélite GLONASS-K foi colocado em órbita

A rede GLONASS

O sistema GLONASS (ГЛОУАСС - Глобалная навигационная спутниковая система - *GLO*balnaya *NAV*igationnaya *SP*utnikovaya Sistema) é um sistema de radionavegação por satélite que permite a um número ilimitado de utilizadores obterem dados de navegação tridimensionais sobre quaisquer condições atmosféricas, medição de velocidade e dados de temporização em qualquer zona do globo ou do espaço junto à Terra.

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



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

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

Nas versões iniciais, cada satélite transmite dois tipos de sinais (SP e HP). O sinal L1 de SP tem um acesso múltiplo na frequência de divisão em banda L: $L1 = 1602 \text{ MHz} + n * 0,5625 \text{ MHz}$, onde “n” é o número do canal de frequência ($n = 1, 2, 3, \dots$). Isto significa que cada satélite transmite um sinal na sua própria frequência que difere de outras frequências de outros satélites. Porém, alguns satélites possuem as mesmas frequências mas esses satélites estão localizados em posições

antipodais dos planos orbitais e não aparecem no mesmo horizonte do utilizador. O receptor GLONASS recebe automaticamente os sinais de navegação de pelo menos quatro satélites e mede as suas pseudo-localizações e velocidades. Simultaneamente selecciona e processa a mensagem de navegação dos satélites. O computador do GLONASS processa todos os dados e calcula três coordenadas, três componentes de velocidade e o tempo preciso.

O sistema GLONASS é composto por duas partes principais: a constelação de satélites GLONASS e o complexo de controlo terrestre. A constelação de satélites GLONASS (fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev)¹⁹ completa é composta por 24 veículos em órbita, distribuídos por três planos orbitais cujos nodos ascendentes estão localizados a 120° de cada um. Cada plano orbital possui oito satélites com argumentos de latitude separados em 45°. Para além disso os planos estão separados 15° em latitude.

Cada satélite GLONASS opera numa órbita circular com uma altitude de 19.100 km e uma inclinação orbital de 64,8°, completando cada satélite uma órbita em 11 horas e 15 minutos. O espaçamento entre as órbitas é determinado para que um mínimo de cinco satélites esteja no horizonte de cada utilizador em qualquer parte do globo terrestre. Com uma geodesia adequada a constelação GLONASS permite uma navegação global e contínua. Cada satélite transmite um sinal numa radiofrequência que

¹⁹ Os satélites GLONASS são fabricados pela Associação de Produção Polyot, enquanto que os satélites GLONASS-M são fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev)

contém dados de navegação (efeméride²⁰ da transmissão, alteração do tempo do satélite relativo ao sistema de tempo GLONASS e à hora UTC, marcadores de tempo, e almanaque GLONASS) para os seus utilizadores.

O sistema GLONASS é operado pelo GCC (*Ground-based Control Complex*). O GCC consiste no SCC (*System Control Center*) localizado em Krasnoznamensk, região de Moscovo, e várias estações de comando CTS (*Command Tracking Stations*) espalhadas pela Rússia. As estações CTS observam os satélites GLONASS e obtêm dados de telemetria provenientes dos sinais dos satélites.

O sistema de tempo GLONASS

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

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

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

O tempo UTC (CIS²¹) é mantido pelo VNIIFTRI (Centro Meteorológico Principal para o Tempo da Rússia e Serviços de Frequência) em Mendeleevo. Quando o tempo UTC é aumentado em Junho ou Dezembro em 1 s, o tempo GLONASST também o é, não existindo assim diferenças de sincronização entre os dois sistemas. Porém, existe uma diferença de 3 horas entre o tempo GLONASST e o tempo UTC (CIS).

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

A informação do CTS é processada no SCC para determinar a hora do satélite e o seu estado orbital, além de actualizar a informação de navegação de cada veículo. Esta informação actualizada é transmitida ao satélite via CTS que também é utilizado para transmitir a informação de controlo. Os dados de detecção do CTS são periodicamente calibrados utilizando dispositivos de detecção a laser nas estações QOTS (*Quantum Optical Tracking Stations*). Cada satélite transporta reflectores laser para este propósito. A sincronização de todo o processo no sistema GLONASS é muito importante para a sua operacionalidade. Existem um sincronizador central no GCC para este efeito. O sincronizador central é um relógio de hidrogénio atómico de alta precisão que origina a escala de tempo GLONASS. As escalas de tempo a bordo (tendo por base relógio atómicos de césio) de todos os satélites GLONASS estão sincronizadas com o tempo UTC registado em Mendeleevo, região de Moscovo.

Os satélites da rede GLONASS são denominados 11F654 Uragan e têm um peso aproximado de 1.415 kg, tendo um comprimento de 7,84 metros (sem o magnetómetro na sua posição operacional), um diâmetro de 2,35 metros e uma largura de 7,23 metros (sem os painéis solares na sua posição operacional). Os satélites 11F654 Uragan têm uma vida útil de dois anos, enquanto que os veículos 11F654M Uragan-M, com uma massa de 1.480 kg, têm um período de vida útil de sete anos. Os satélites da rede GLONASS são fabricados pela empresa russa *Reshetnev NPO Pribladnoy Mekhaniki* (NPO PM).

Os satélites Uragan-K

Os satélites da terceira geração Uragan-K, são os primeiros satélites Uragan despressurizados, isto é todos os seus componentes operam em vácuo. A sua vida operacional é de 10 anos e têm uma massa de 750 kg.

Os satélites transmitem sinais de navegação em cinco canais, melhorando assim a precisão do sistema. Destes canais, quatro são para utilização militar (bandas L1 e L2), enquanto que o sinal civil é transmitido na banda L3.

A tabela seguinte mostra os últimos lançamentos da série GLONASS com os satélites Uragan, Uragan-M (assinalados com *) e Uragan-K (assinalados com **).

²⁰ As efemérides são as coordenadas exactas do satélite (x, y, z e as suas primeira e segunda derivadas) que descrevem a sua localização no sistema de referência geocêntrico PZ-90. O almanaque GLONASS mantém uma informação actualizada sobre todos os satélites do sistema e inclui os elementos Keplerianos das suas órbitas, dados sobre as alterações do tempo do satélite em relação ao sistema GLONASS e os dados sobre o estado de cada veículo. As efemérides GLONASS são computadas no sistema ECEF (*Earth-Centered, Earth-Fixed*) de referência PZ-90 (PZ – Parâmetros da Terra). Os parâmetros para um elipsóide terrestre comum para o PZ-90 são: $a = 6378136$ m; $f = 1:298,257839303$.

²¹ CIS – *Commonwealth of Independent States* – Comunidade de Estados Independentes (Nota do Editor).

Nome	Desig. Int.	NORAD	N.º GLONASS	Data Lançamento	Veículo Lançador	Plt. Lançamento
Cosmos 2380	2001-053A	26987	790			
Cosmos 2381	2001-053B	26988	789	1-Dez-01	8K82K Proton-K/DM-2 (40502/101L)	LC81 PU-24
Cosmos 2382	2001-053C	26989	711*			
Cosmos 2394	2002-060A	27616	791			
Cosmos 2395	2002-060B	27617	792	25-Dez-02	8K82K Proton-K/DM-2M (40902/95L)	LC81 PU-23
Cosmos 2396	2002-060C	27617	793			
Cosmos 2402	2003-056A	28112	794			
Cosmos 2403	2003-056B	28113	795	10-Dez-03	8K82K Proton-K/Briz-M (41003/88506)	LC81 PU-24
Cosmos 2404	2003-056C	28114	701*			
Cosmos 2411	2004-053A	28508	796			
Cosmos 2412	2004-053B	28509	797	26-Dez-04	8K82K Proton-K/DM-2 (41009/104L)	LC81 PU-23
Cosmos 2413	2004-053C	28510	712*			
Cosmos 2417	2005-050A	28915	798			
Cosmos 2418	2005-050B	28916	713*	25-Dez-05	8K82K Proton-K/DM-2 (41011/106L)	LC81 PU-24
Cosmos 2419	2005-050C	28917	714*			
Cosmos 2424	2006-062A	29672	715*			
Cosmos 2425	2006-062B	29673	716*	25-Dez-06	8K82K Proton-K/DM-2 (41015/108L)	LC81 PU-24
Cosmos 2426	2006-062C	29674	717*			
Cosmos 2431	2007-052A	32275	718*			
Cosmos 2432	2007-052B	32276	719*	26-Out-07	8K82K Proton-K/DM-2 (41017/110L)	LC81 PU-24
Cosmos 2433	2007-052C	32277	720*			
Cosmos 2434	2007-065A	32393	721*			
Cosmos 2435	2007-065B	32394	722*	25-Dez-07	8K82KM Proton-M/DM-2 (53528/109L)	LC81 PU-24
Cosmos 2436	2007-065C	32395	723*			
Cosmos 2442	2008-046A	33378	724*			
Cosmos 2443	2008-046B	33379	725*	25-Set-08	8K82KM Proton-M/DM-2 (53531/112L)	LC81 PU-24
Cosmos 2444	2008-046C	33380	726*			
Cosmos 2447	2008-067A	33466	727*			
Cosmos 2448	2008-067B	33467	728*	25-Dez-08	8K82KM Proton-M/DM-2 (53534/114L)	LC81 PU-24
Cosmos 2449	2008-067C	33468	729*			
Cosmos 2456	2009-070A	36111	730*			
Cosmos 2457	2009-070B	36112	733*	14-Dez-09	8K82KM Proton-M/DM-2 (53538/115L)	LC81 PU-24
Cosmos 2458	2009-070C	36113	734*			
Cosmos 2459	2010-007A	36400	731*			
Cosmos 2460	2010-007B	36401	732*	1-Mar-10	8K82KM Proton-M/DM-2 (53540/116L)	LC81 PU-24
Cosmos 2461	2010-007C	36402	735*			
Cosmos 2464	2010-041A	37137	736*			
Cosmos 2465	2010-041B	37138	737*	2-Set-10	8K82KM Proton-M/DM-2 (53530/118L)	LC81 PU-24
Cosmos 2466	2010-041C	37139	738*			
Cosmos 2471	2011-009A	37372	11L**	26-Fev-11	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (208/1035)	LC43/4
Cosmos 2485	2013-019A	39155	747*	26-Abril-13	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (220/1047)	LC43/4

Lançamento do Cosmos 2485

Devido à natureza militar desta missão, os detalhes sobre os preparativos para o lançamento são escassos. O estágio superior Fregat-M (1047) chegou Cosmódromo GIK-1 Plesetsk a 19 de Março de 2013, enquanto que os diferentes componentes do foguetão lançador 14A14-1B Soyuz-2-1B (220) chegaram a 21 de Março. O satélite 14F113 nº747 (Blok 47S) chegou ao cosmódromo a 25 de Março. Após o processamento de todos os elementos, o foguetão lançador com o satélite foi transferido para a Plataforma de Lançamento LC43/4 (17P32-4) a 23 de Abril.





O lançamento do satélite Uragan-M n.º 747 teve lugar às 0523:41,031UTC do dia 26 de Abril e após a colocação em órbita do conjunto Fregat-M (1047) / Uragan-M n.º 747, seriam necessárias três manobras por parte do estágio superior antes da separação da sua carga.

Fase do lançamento	Tempo (m:s)	Hora (UTC)
Lançamento	0	0523:41
Final da queima e separação do 1º estágio	1:58	0525:36
Separação da carenagem de protecção	2:45	0526:30
Final da queima do 2º estágio	4:46	0528:27
Separação do 2º estágio / ignição do 3º estágio	4:47	0528:28
Separação da grelha de ligação 2º / 3º estágio	4:52	0528:33
Final da queima do 3º estágio	9:19	0533:00
Separação do estágio Fregat-M	9:23	0533:04

Cinco segundos após a separação entre o estágio Fregat-M e o Blok-I (ver tabela ao lado), entraram em ignição os motores vernier do Fregat para proporcionar estabilização antes da primeira ignição do motor principal S5.92 que tem lugar a T+10m 23s (0534:04UTC). Esta ignição teria uma duração de 19 segundos, terminando às 0534:23UTC. A segunda manobra do estágio Fregat-M teria início a T+34m 57s (0558:38UTC) com a ignição dos motores vernier, enquanto que o motor principal entrava em ignição a T+35m 52s (0559:33UTC), terminando a sua segunda queima a T+45m 15s (0608:56UTC). A terceira e última manobra teria início a T+3h 26m 40s (0850:21UTC) com a ignição dos motores vernier, seguindo-se a T+3h 27m 35s (0851:16UTC) a ignição do motor principal que terminaria a T+3h 31m 31s (0855:12UTC).

A separação do satélite Uragan-M n.º 747 ocorreria a T+3h 32m 1s (0855:42UTC), com o satélite a receber a designação militar Cosmos 2485. Um minuto mais tarde procedia-se a uma manobra de afastamento entre o satélite e o estágio Fregat-M que executaria duas manobras entre T+3h 51m 50s (0915:31UTC) e T+3h 52m 37s (0916:18UTC), e entre T+6h 50m 0s (1213:41UTC) e T+6h 50m 33s (1214:14UTC), para aumentar a distância em relação ao Cosmos 2485 para assim evitar uma possível colisão. A separação do Cosmos 2485 teve lugar numa órbita com um perigeu a 19.169 km, apogeu a 19.499 km e inclinação orbital de 64,74°.

A photograph of two small raccoon babies sitting on a cut log. The baby on the left is looking towards the camera, while the one on the right is looking down. They have dark fur with characteristic light-colored masks around their eyes. The background is dark and out of focus, suggesting a forest floor.

These babies miss their mother. Is she on your back?

PLEASE, DON'T WEAR FUR!

PETA People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurlIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Março e Abril de 2013. Por debaixo de cada satélite está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (°) e o período orbital (minutos). Estes dados foram fornecidos pelo *Space Track* e são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação Peso (kg)	Lançador	Local
01 Mar.	1510:13	2013-010A	39115	Dragon SpX-2 (CRS2)	Falcon-9 v1.0	
		C. Canaveral AFS, SLC-406.650		(409 / 380 / 51,65 / 92,44) – Regressou à Terra a 26 de Março de 2013		
19 Mar.	2121:00	2013-011A	39120	SBIRS-GEO 2 (USA-241)	Atlas-V/401 (AV-037)	
		C. Canaveral AFS, SLC-414.500		Parâmetros orbitais não disponíveis.		
26 Mar.	1906:48	2013-012A	39122	Satmex-8	8K82KM Proton-M/Briz-M (93536/99536)	
		Baikonur, LC200 PU-39	5.474	(35825 / 35748 / 0,05 / 1436,08)		
28 Mar.	2043:20	2013-013A	39125	Soyuz TMA-08M	11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-043)	
		Baikonur, LC1 PU-5	7.220	(417 / 410 / 51,65 / 92,83)		
15 Abr.	1836:00	2013-014A	39127	Anik-G1	8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538)	
		Baikonur, LC200 PU-39	4.905	(35799 / 35774 / 0,01 / 1436,1)		
19 Abr.	1000:00	2013-015A	39130	Bion-M1	14A14-1A Soyuz-2-1A (014)	
		Baikonur, LC31 PU-6	6.266	(580 / 471 / 64,88 / 95,14)		
		2013-015B	39131	OSSI-1 'G.O.D.Sat'		
			1,0	(546 / 257 / 64,91 / 92,6)		
		2013-015C	39132	Dove-2		
			1,0	(580 / 561 / 64,88 / 96,07)		
		2013-015D	39133	Aist-2		
			53,0	(579 / 560 / 64,88 / 96,06)		
		2013-015E	39134	BeeSat-3		
			1,0	(579 / 555 / 64,88 / 96)		
		2013-015F	39135	SOMP		
			1,0	(579 / 555 / 64,88 / 96)		
		2013-015G	39136	BeeSat-2		
			1,0	(579 / 555 / 64,88 / 96)		
21 Abr.	2100:02	2013-016A	39142	PhoneSat-v2a 'Bell'	Antares-110 (A-ONE)	
		MARS Wallops Isl., LP-0A	3.800	(161 / 153 / 51,61 / 87,63) – Reentrou na atmosfera a 27 de Abril de 2013		
		2013-016B	39143	Dove-1		
			5,50	(169 / 160 / 51,62 / 87,78) – Reentrou na atmosfera a 27 de Abril de 2013		
		2013-016C	39144	PhoneSat-v1a 'Alexander'		
			1,0	(152 / 134 / 51,6 / 87,35) – Reentrou na atmosfera a 27 de Abril de 2013		
		2013-016D	39145	CMS (Cygnus Mass Simulator)		
			1,0	(150 / 144 / 51,61 / 87,42) – Reentrou na atmosfera a 10 de Maio de 2013		
		2013-016E	39146	PhoneSat-v1b 'Graham'		
			1,0	(175 / 161 / 51,62 / 87,85) – Reentrou na atmosfera a 26 de Abril de 2013		

24 Abr.	1012:16 2013-017A Baikonur, LC1 PU-5	39148 7,250	Progress M-19M (ISS-51P) (417 / 410 / 51,65 / 92,83)	11A511U Soyuz-U (J115000-138)
26 Abr.	0413:05 2013-018A Jiuquan, LC43/603	39150	GF-1 Gaofen-1 (655 / 629 / 98,06 / 97,56)	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y18)
	2013-018B	39151 1,27	NEE-01 Pegaso (654 / 628 / 98,07 / 97,54)	
	2013-018C	39152 2,0	Turksat-3USAT (654 / 628 / 98,05 / 97,55)	
	2013-018D	39153 4,0	CubeBug-1 'Capitán Beto' (654 628 / 98,08 / 97,54)	
26 Abr.	0523:41 2013-019A GIK-1 Plesetsk, LC43/4	39155	Cosmos 2485 (19174 / 19113 / 64,77 / 616,26)	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat-M (220/1047)

Outros Objectos Catalogados

A tabela indica os objectos catalogados em órbita no mês de Abril de 2013.

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação
Veículo Lançador	Local de Lançamento		
15 Abril	2013-014B	39128	Briz-M (99538)
	8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538) Baikonur, LC200 PU-39)		
15 Abril	2013-014C	39129	Tanque Briz-M (99538)
	8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538) Baikonur, LC200 PU-39)		
19 Abril	2013-015H	39137	Blok-I
	14A14-1A Soyuz-2-1A (014) Baikonur, LC31 PU-6		
	1998-067CT	39138	(Destroço) ISS
	1998-067CU	39139	(Destroço) ISS
	1998-067CV	39140	(Destroço) ISS
	1998-067CW	39141	(Destroço) ISS
21 Abril	2013-016F	39147	Último estágio
	Antares-110 (A-ONE) Wallops Island MARS, LP-0A		
24 Abril	2013-017B	39149	Blok-I
	11A511U Soyuz-U (J115000-138) Baikonur, LC1 PU-5		
26 Abril	2013-018E	39154	L-35 (Y18)
	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y18) Jiuquan, LC43/603		
16 Abril	2013-019B	39156	Fregat-M (1047)
	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat-M (220/1047)GIK-1 Plesetsk, LC43/4		

Lançamentos orbitais previstos para Maio e Junho de 2013

Dia (UTC)	Lançador	Carga	Local
Maio			
01 (1606:05)*	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y25)	ZX-11 Zhongxing-11 / Supremesat-II	Xichang, LC2
07 (0206:31)*	Vega (VV02)	Proba-V VNREDSat-1A ESTCube-1	CSG Kourou, ZLV
14 (1602:00)*	8K82KM Proton-M/Briz-M (93538/99539)	Eutelsat-3D	Baikonur, LC200 PU-39
15 (2139:00)*	Atlas-V/401 (AV-039)	GPS-IIF-4	Cabo Canaveral, SLC-41
23 (0626:00)	Delta-IV-M+(5,4) (D362)	WGS-6	Cabo Canaveral, SLC-37B
28 (2031:24)	11A511U-FG Soyuz-FG (045)	Soyuz TMA-09M	Baikonur, LC1 PU-5
Junho			
03 (0918:31)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93540/99541)	SES-6	Baikonur, LC200 PU-39)
05 (2136 :59)	Ariane-5ES (VA213)	ATV-4 'Albert Einstein'	CSG Kourou, ELA3
07	CZ-2F/G Chang Zheng-2F/G (Y10)	SZ-10 Shenzhou-10	Jiuquan, LC43/603
11 (1931:00)	PSLV-C22	IRNSS-1A	Satish Dawan SHAR, FLP
23 (1738:00)	14A14-1B Soyuz-2-1B (И15000-013)	Resurs-P1	Baikonur, LC31 PU-6
24 (1853:51)	Soyuz-STB/Fregat-MT (11/1041/VS05)	O3b-1, O3b-2, O3b-3, O3b-4	CSG Kourou, ZLS
27 (0227:24)	L-1101 Stargazer Pegasus-XL	IRIS (SMEX-12)	Vandenberg AFB
??	14A14-B Soyuz-2-1B (215)	14F137 Persona	GIK-1 Plesetsk, LC43/4

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

Próximos Lançamentos Tripulados

- 29 de Maio de 2013** **Soyuz TMA-09M**
 Fyodor Nikolayevich Yurchikhin (4); Luca Salvo Parmitano (1); Karen LuJean Nyberg (2)
 Mikhail Vladislavovich Tyurin; Richard Alan Mastracchio; Koichi Wakata
- 07 de Junho de 2013 (?)** **Shenzhou-10**
 Nie Haisheng (2); Zhang Xiaoguan (1); Wang Yaping (1) – tripulação baseada na tripulação suplente da Shenzhou-9
 ¿????; ¿????; ¿????
- 25 de Setembro de 2013** **Soyuz TMA-10M**
 Oleg Valeriyevich Kotov (3); Sergey Nikolayevich Ryazansky (1); Michael Scott Hopkins (1)
 Alexander Vikentyevich Skvortsov; Oleg Germanovich Artemyev; Steven Ray Swanson
- 25 de Novembro de 2013** **Soyuz TMA-11M**
 Mikhail Vladislavovich Tyurin (3); Richard Alan Mastracchio (4); Koichi Wakata (4)
 Maksim Viktorovich Surayev; Gregory Reid Wiseman; Alexander Gerst
- 26 de Março de 2014** **Soyuz TMA-12M**
 Alexander Vikentyevich Skvortsov (2); Oleg Germanovich Artemyev (1); Steven Ray Swanson (3)
 Alexander Mikhailovich Samokutyayev; Elena Olegovna Serova; Barry Eugene Wilmore
- 28 de Maio de 2014** **Soyuz TMA-13M**
 Maksim Viktorovich Surayev (2); Gregory Reid Wiseman (1); Alexander Gerst (1)
 Anton Nikolayevich Shkaplerov; Samatha Cristoforetti; Terry Wayne Virts
- 30 de Setembro de 2014** **Soyuz TMA-14M**
 Alexander Mikhailovich Samokutyayev (2); Elena Olegovna Serova (1); Barry Eugene Wilmore (2)
 Yuri Valentinovich Lonchavok; Mikhail Borisovich Korniyenko; Scott Joseph Kelly
- 30 de Novembro de 2014** **Soyuz TMA-15M**
 Anton Nikolayevich Shkaplerov (2); Samatha Cristoforetti (1); Terry Wayne Virts (2)
 Oleg Dmitiyevich Kononenko; Kimiya Yui; Kjell Norwood Lindgren
- 30 de Março de 2015** **Soyuz TMA-16M**
 Yuri Valentinovich Lonchavok (4); Mikhail Borisovich Korniyenko (2); Scott Joseph Kelly (4)
 Aleksey Nikolayevich Ovchinin ; Sergei Aleksandrovich Volkov; Astronauta dos EUA
- 30 de Maio de 2015** **Soyuz TMA-17M**
 Oleg Dmitiyevich Kononenko (3); Kimiya Yui (1); Kjell Norwood Lindgren (1)
 Cosmonauta russo; Thomas Pasquet; Astronauta dos EUA
- ?? de Outubro de 2015** **Soyuz TMA-18M**
 Sergei Aleksandrovich Volkov (3); Andreas Mogensen (1); Sarah Brightman (1)
 Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
- ?? de Dezembro de 2015** **Soyuz TMA-19M**
 Sergei Viktorovich Zalyotin; Thomas Pasquet; ??????
 Cosmonauta russo; ?????; ?????
- ?? de Março de 2016** **Soyuz TMA-20M**
 Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
 Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
- ?? de Maio de 2016** **Soyuz TMA-21M**
 Cosmonauta russo; Thomas Pesquet (1) (?); Astronauta dos EUA
 Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA

Lançamentos Suborbitais

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

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa).

Muitas vezes são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda mas que não atingem altitudes orbitais. Estes lançamentos que não superam os 100 km de altitude, limite inferior do Espaço internacionalmente reconhecido, serão assinalados.

Alguns dados foram cedidos por Jonathan McDowell (<http://www.planet4589.org/space/jsr/jsr.html>), estando assinalados (*).

Data	Hora	Nome	Lançador	Local
11 Mar.	0610?	Shark	Terrier Lynx	Wallops Island
13 Mar.			FTB	CL Barreira do Inferno, Parnamirim
04 Abr.	2155	Kunpeng-1	Tianying-3E	Hainan
07 Abr.	0455	Agni	Agni-II	Ilha de Wheeler
10 Abr.		Haft-IV	Shaheen 1	Somniani?
12 Abr.	0425	TEXUS-50	VSB-30	Kiruna
21 Abr.	0800	NASA 36.271UG 'SLICE'	Black Brant IX	White Sands
23 Abr.	1730	NASA 36.269GS 'EUNIS'	Black Brant IX	White Sands



A China levou a cabo uma missão suborbital com o lançamento do foguetão-sonda Tianying-3E a partir de Hainan, transportando a missão Kunpeng-1. O lançamento teve lugar às 2155UTC do dia 4 de Abril de 2013. O local de lançamento encontra-se perto da vila de Fuke, (Yaxing, Danzhou, Ilha de Hainan) a 19,52° N – 109,14° E. A bordo o veículo transportava 1 kg de partículas sólidas de bário que foram libertadas no apogeu da sua trajectória a uma altitude de 191 km. As nuvens de bário resultantes foram observadas a partir de três zonas de observação e a partir de equipamentos especiais a bordo do foguetão-sonda (uma sonda Langmuir e uma sonda de campo eléctrico).

Esta foi a primeira missão chinesa activa deste tipo e é parte do programa de monitorização ionosférica Meridian gerido pelo Centro Nacional de Ciências

Espaciais da Academia de Ciências da China. Outros participantes na missão incluíram o Instituto de Maquinaria Óptica CAS Xian e a Universidade de Grãs, Áustria (que colaboraram no equipamento Kunpeng-1), e a Academia Chinesa de Tecnologia de Propulsão Aeroespacial.

A Índia e o Paquistão realizaram testes operacionais dos mísseis Agni-II (7 de Abril) e Shaheen-I/Haft-IV (10 de Abril). Os lançamentos tiveram lugar a partir da Ilha de Wheeler e provavelmente a partir da zona de testes de Somniani (imagem ao lado), respectivamente.

A missão TEXUS-50 foi lançada às 0425UTC do dia 12 de Abril de 2013 a partir de Kiruna utilizando um foguetão-sonda VSB-30. O voo teve uma duração de cerca de 20 minutos e atingiu uma altitude de 261 km, obtendo-se seis minutos de microgravidade. A carga científica foi recuperada através de pára-quadras.





Lançamento do foguetão-sonda VSB-30 com a missão TEXUS-50.

A missão de astronomia de ultravioletas SLICE, *Suborbital Local Interstellar Cloud Experiment*, (NASA 36.271UG) foi lançada a partir de White Sands às 0800UTC do dia 21 de Abril de 2013. A missão teve como objectivo o estudo da nuvem local interestelar. Esta missão reutilizou a carga que já havia sido lançada na missão DICE a 21 de Maio de 2010. O lançamento foi realizado por um foguetão-sonda Black Brant IX.

No dia 23 de Abril foi lançada a missão EUNIS, *Extreme Ultraviolet Normal-Incidence Spectrograph*, (NASA 36.269GS). O lançamento foi levado a cabo às 1730UTC por um foguetão-sonda Black Brant-IX a partir de White Sands. O objectivo desta missão foi o de analisar a estrutura e a dinâmica da corona solar interior para estudar a evolução e suas estruturas ao se obter espectros com uma alta cadência.

Cronologia Astronáutica (LXXXVIII)

Por Manuel Montes

-Princípios de 1953: A *Pilotless Aircraft Research Division* da NACA norte-americana dá um passo em frente na futura evolução dos foguetões-sonda. O centro une o míssil guiado Nike-I com um motor sólido Deacon para formar a combinação Nike/Deacon. O veículo poderá alcançar 111 km de altitude com uma carga útil de 23 quilogramas. A aplicação de motores de impulso inicial a foguetões ou mísseis existentes permitirá incrementar o alcance dos foguetões-sonda.

-1953: Rocketdyne inicia o programa REAP (*Rocket Engine Advancement Program*). Mediante melhoras constantes de produtos anteriores, especialmente dos motores criados para os mísseis Redstone e Navaho, a empresa colocará prontos os que serão utilizados no futuro por sistemas que necessitarão um impulso muito maior. EM Março, por exemplo, iniciam-se os trabalhos preliminares em torno de um motor capaz de gerar 1 milhão de libras de impulso.

-1953: Eugene Sänger desenvolve o conceito de foguetão de anti-matéria. A matéria e a anti-matéria aniquilam-se mutuamente quando entram em contacto, proporcionando uma enorme quantidade de energia que seria aproveitada para solucionar o problema das inesgotáveis demandas da viagem interestelar. O grande dilema é como produzir e armazenar a anti-matéria, que não pode interagir com o que a rodeia sem desencadear o mencionado processo.

-Janeiro de 1953: A *Army Ordnance* começa a pensar no sucessor do míssil guiado Corporal e encarrega estudos sobre o que se chamará Sergeant. A diferença do primeiro, estará propulsionado por propolentes sólidos, derivados do veículo experimental RV-A-10. Também se aproveitará a experiência obtida durante o desenvolvimento de um pequeno míssil sólido chamado Loki, uma tentativa de adaptar a tecnologia alemã da Segunda Guerra Mundial utilizada no míssil antiaéreo Taifun. Tanto o Loki, cujos testes se iniciarão em 1951, como o Sergeant, serão mais adiante propostos para terem um papel nos planos iniciais de colocação de um satélite em órbita.

-Janeiro de 1953: Os trabalhos de Leghorn (Beacon Hill) que chamaram a atenção do coronel Bernard A. Schriver e que propiciaram em Agosto de 1951 um encargo sobre o reconhecimento aéreo, supõem a publicação de um documento chamado “*Development Planning Objective*” (DPO). Este relatório propõe a utilização de balões de grande altitude, bem como de aviões ligeiros e satélites, para a espionagem da União Soviética. Porém, os esforços para desenvolver um satélite de reconhecimento ainda não avançam como alguns desejariam. A chegada de Dwight D. Eisenhower à presidência, este mesmo mês, as consequências da sua política de mísseis, irão alterar um pouco as coisas.

-31 de Janeiro de 1953: Quando ainda não se sabia que opção era a mais conveniente para transportar cargas atómicas (míssil balístico ou de cruzeiro), o NII-88 iniciou a 30 de Outubro de 1950 um estudo sobre este último. Surgiu assim um desenho semelhante ao Navaho norte-americano, isto é, um veículo de dois estágios, o primeiro equipado com um motor de foguetão potente e o segundo com um motor ramjet. Perante a falta de disponibilidade de um motor de foguetão bastante potente (até 165 toneladas), Korolev propôs a 16 de Janeiro de 1952 o desenvolvimento de um modelo experimental chamado EKR (Míssil Alado Experimental). Utilizaria o motor de foguetão S2.253 do míssil R-11 e um ramjet baseado nos estudos efectuados anteriormente para o bombardeiro antipodal de Sänger-Bredt (RD-040, encomendado ao OKB-670 de Bondaryuk). A 31 de Janeiro de 1953 é assinado o plano para o desenvolvimento do EKR.

-1 de Fevereiro de 1953: A base de Camp Cooke, na Califórnia, é reactivada. Irá se converter no futuro centro de lançamentos de Vandenberg.

-11 de Fevereiro de 1953: O programa experimental Hermes segue em diante. Os A-2 (RTV-A-10) são grandes mísseis de combustível sólido, o primeiro dos quais é lançado com êxito desde Cabo Canaveral. Outro, com menos sorte, despega a 4 de Março. Os dois últimos partirão a 25 do mesmo mês.

-13 de Fevereiro de 1953: Na URSS, é cancelado o míssil R-3, é aprovado o programa de ensaios do R-5, finalizam-se os programas de investigação N1, N2 e N3, e iniciam-se outros dois novos (T1 e T2). O T1 consiste no desenho dos planos de um míssil ICBM, enquanto que o T2 encarregar-se-á de desenvolver o míssil de cruzeiro EKR como base para um veículo definitivo. O OKB-1 de Korolev será encarregado de ambos os programas. Depois de dois anos de cálculos preliminares sobre as suas características, fica definida a estrutura geral do ICBM: o veículo possuirá quatro aceleradores (as unidades ou blocos B, V, G e D, seguindo a ordem alfabética russa), os quais rodearão uma unidade central A. Os cinco blocos entrarão em ignição em terra e de forma simultânea, enquanto que os laterais serão desprendidos uma vez esgotados os seus propergóis, aos 2 minutos do lançamento, deixando que o único bloco central continue acelerando até aos 5 minutos e meio. Com uma massa inicial na decolagem prevista de 200 toneladas, o denominado R-6 poderá enviar 3 toneladas de carga (a ogiva nuclear) a 7 ou 8.000 quilómetros de distância. Para a propulsão, Glushko propõe os motores RD-105 (55 toneladas de impulso) para os aceleradores e RD-106 (53 toneladas) para o núcleo. Ambos consumirão oxigénio líquido como comburente e querosene como combustível.

-13 de Fevereiro de 1953: Inicia-se o desenvolvimento do míssil soviético R-12, empreendido pelo grupo de trabalho de Yangel (futuro OKB-586). O R-12 (8A63), que será colocado em silos em Kapustin Yar e cujo primeiro voo de ensaio se efectuará em Junho de 1957, será a base sobre a que se construirá o mais pequeno lançador espacial da URSS, o denominado Kosmos-2. Utiliza um motor RD-214.

-28 de Fevereiro de 1953: A revista Collier's publica novos artigos da sua serie "espacial", desta vez dedicados aos aspectos humanos (sobrevivência, treino, etc., dos astronautas). São descritas provas físicas e psicológicas e métodos de treino intensivo para os futuros habitantes do espaço.

-Primavera de 1953: É criada a *Photographic Intelligence Division* (PID) da CIA. Arthur C. Lundahl será director do centro que se ocupará da interpretação das imagens procedentes dos distintos sistemas de reconhecimento aéreo.

-7 y 14 de Março de 1953: A revista Collier's prossegue com outros dois números nos quais se inclui informação textual e gráfica sobre os aspectos humanos do voo espacial.

-13 de Março de 1953: O míssil experimental Hermes A-3A (RTV-A-8), faz o seu voo inaugural em White Sands para ensaiar sistemas de orientação inercial e para testar um motor de maior impulso específico. Este primeiro voo sofre uma falha na turbobomba aos 23 segundos, originando a conseqüente explosão.

-15 de Março de 1953: É lançado o primeiro exemplar do míssil soviético R-5 (8A51). Com o seu alcance de 1.200 km, depressa será adaptado para transportar cargas nucleares (R-5M, 8K51) e como base para foguetões-sonda para estudos geofísicos (R-5A, R-5B, R-5V e R-5R). O míssil consome oxigénio líquido e álcool, e utiliza um motor RD-103. Após este primeiro voo falhado, a 18 de Março é lançado outro veículo (de novo um fracasso), bem como a 2 (por fim um êxito), 8 e 24 de Abril. A oitava missão (23 de Maio), finalizará a série inicial. Os R-5 serão antecessores directos do futuro lançador espacial Tsiklon.

-30 de Março de 1953: É aprovado o plano de desenvolvimento do míssil Atlas, o qual será lançado depois dos Snark e dos Navaho. Tal plano contempla varias fases. A primeira (X-11) implica o ensaio de uma versão do Atlas de um só motor de álcool e oxigénio líquido, procedente do programa Navaho. A segunda fase (X-12) consistirá numa versão de três motores com os mesmos propérgois. Por último, a terceira fase (XB-65) suporá o ensaio do protótipo de cinco motores (gasolina/oxigénio líquido), com um impulso total no lançamento de 650.000 libras. O programa durará 10 anos (1954-1963) e custará uns 378 milhões de dólares. Estes valores ver-se-ão alterados nos próximos meses.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interesante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, *Universo* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito “*Noticias del Espacio*”, distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins “*Noticias de la Ciencia y la Tecnología*” e “*NC&T Plus*”, participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página “*Terra*”.

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newton). 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.

Órbita de transferência – É uma órbita temporária para um determinado satélite entre a sua órbita inicial e a sua órbita final. Após o lançamento e a sua colocação numa órbita de transferência, o satélite é gradualmente manobrado e colocado a sua órbita final.

Órbita de deriva – É o último passo antes da órbita geostacionária, uma órbita circular cuja altitude é de aproximadamente 36000 km.

Fracção de deriva – É a velocidade de um satélite movendo-se numa direcção longitudinal quando observado a partir da Terra.

Órbita terrestre baixa – São órbitas em torno da Terra com altitude que variam entre os 160 km e os 2000 km acima da superfície terrestre.

Órbita terrestre média – São órbitas em torno da Terra com altitudes que variam entre os 2000 km e os 35786 km (órbita geostacionária). São também designadas órbitas circulares intermédias.

Órbita geostacionária – São órbitas acima do equador terrestre e com excentricidade 0 (zero). Visto do solo, um objecto colocado numa destas órbitas parece estacionário no céu. A posição do satélite irá unicamente ser diferenciada pela sua longitude, pois a latitude é sempre 0° (zero graus).

Órbita polar – São órbitas nas quais os satélites passam sobre o perto dos pólos de um corpo celeste. As suas inclinações orbitais são de (ou aproximadas a) 90° em relação ao equador terrestre.

Delta-v – Em astrodinâmica o delta-v é um escalar com unidades de velocidade que mede a quantidade de «esforço» necessário para levar a cabo uma manobra orbital. É definido como

$$\Delta v = \int_t \frac{|T|}{m} dt$$

Onde **T** é a força instantânea e **m** é a massa instantânea. Na ausência de forças exteriores, e quando a força é aplicada numa direcção constante, a expressão em cima simplifica para

$$= \int_t |a| dt = |v_1 - v_0|, \text{ que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.}$$

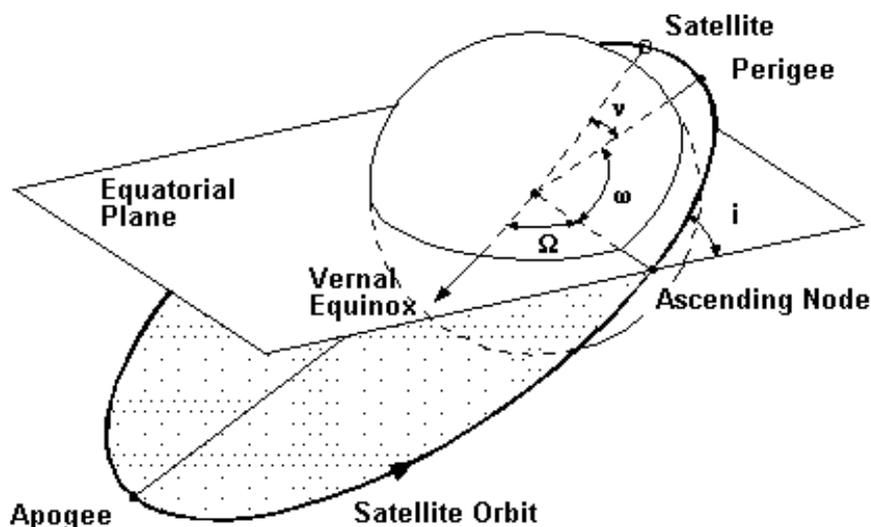
Parâmetros orbitais

Apogeu: ponto de altitude máxima da órbita.

Perigeu: ponto de altitude mínima da órbita.

Nodos ascendente e descendente da órbita: são os pontos de intersecção da órbita com o plano equatorial. Nodo ascendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Sul para o Norte. Nodo descendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Norte para o Sul. A “linha dos nodos” é aquela que liga os nodos ascendente e descendente, passando pelo centro da Terra.

Inclinação (I): ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0° correspondem às chamadas órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90° correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois pólos. Órbitas com inclinação entre 0° e 90° rodam no mesmo sentido que a Terra (Oeste - Este) e por isso são denominadas de "progressivas". Órbitas com inclinação maior que 90° rodam no sentido contrário à Terra (Este - Oeste) e por isso são chamadas de "retrógradas". Inclinações maiores que 50° e menores que 130° correspondem a órbitas "polares" pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40° correspondem a órbitas próximas ao Equador.



Ascensão recta do nodo ascendente (Right Ascension of Ascending Node - RAAN - Ω): ângulo entre o primeiro ponto de Aires e o nodo ascendente. Segundo valor que alinha a elipse orbital no espaço, considerando que a inclinação é o primeiro.

Argumento do perigeu (Argument of perigee - ω): é o ângulo medido no plano orbital, na direcção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse (linha entre o perigeu e o apogeu) e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. Varia entre 0° e 360° , sendo igual a 0° quando o perigeu está no nodo ascendente, e 180° quando o satélite está mais longe da Terra (apogeu) cruzando o Equador em movimento ascendente. Determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação I e a ascensão recta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço.

Excentricidade: determina a forma da elipse orbital. Círculo: Excentricidade = 0; Elipse longa e estreita: Excentricidade = 1.

Movimentação média (Mean motion - n): velocidade angular média do satélite (em revoluções por dia) em uma órbita elíptica: $n = 2 \cdot \pi / T$ onde T é o período orbital. Parâmetro relacionado com o tamanho da órbita (distância do satélite à Terra).

Anomalia média (Mean anomaly - M): especificação da posição do satélite na órbita numa dada época. Ângulo medido a partir do perigeu na direcção do movimento do satélite, que um satélite teria se se movesse em velocidade angular constante.

Anomalia verdadeira: ângulo no plano orbital do satélite entre o perigeu e a posição do satélite medido na direcção do movimento do satélite.

Elementos keplerianos: descrevem a forma e orientação de uma órbita elíptica em torno da Terra, bem como a posição de um satélite naquela órbita em uma dada época (data e hora de referência): argumento do perigeu, ascensão recta do nodo ascendente, anomalia média, semi-eixo maior, inclinação e excentricidade.

Perturbações: existem os seguintes tipos de perturbações: **Geopotencial** - devido ao achatamento terrestre, ou seja, ao desvio principal da Terra em relação à forma esférica; altera a orientação do plano orbital no espaço sem alterar a inclinação; altera a orientação da elipse no plano orbital; **Atracção lunissolar** - devido às acções atractivas do Sol e da Lua; afecta todos os elementos orbitais, diminuindo a altura do perigeu e, conseqüentemente, afectando o tempo de vida do satélite; **Arrasto (atrito) atmosférico** - devido ao atrito com a atmosfera; diminuição do semi-eixo maior, da excentricidade e do período de revolução.

Combustíveis e Oxidantes

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

UDMH ((CH₃)₂NNH₂) – Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm³, sendo o seu ponto de congelação a -57,0°C e o seu ponto de ebulição a 63,0°C.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c³, sendo o seu ponto de congelação a -219,0°C e o seu ponto de ebulição a -183,0°C.

LH₂ – Hidrogénio Líquido; O LH₂ é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH₂ é transparente e sem odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH₂ é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm³, sendo o seu ponto de congelação a -259,0°C e o seu ponto de ebulição a -253,0°C.

NH₄ClO₄ – Perclorato de Amónia; O NH₄ClO₄ é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

Constantes

Algumas constantes de interesse:

- 7726 m/s (8000), Velocidade orbital terrestre a uma altitude de 300 km
- 3075 m/s (3000), Velocidade orbital na órbita geossíncrona (35786 km)
- 6371 km (6400), Raio médio da Terra
- 6378 km (6400), Raio equatorial da Terra
- 1738 km (1700), Raio médio da Lua
- 5.974e24 kg (6e²⁴), Massa da Terra
- 7.348e22 kg (7e²²), Massa da Lua
- 1.989e30 kg (2e³⁰), Massa do Sol
- 3.986e14 m³/s² (4e¹⁴), Constante gravitacional vezes a massa da Terra
- 4.903e12 m³/s² (5e¹²), Constante gravitacional vezes a massa da Lua
- 1.327e20 m³/s² (13e¹⁹), Constante gravitacional vezes a massa do Sol
- 384401 km (4e⁵), Distância media entre a Terra e a Lua
- 1.496e11 m (15e¹⁰), Distância media entre a Terra e o Sol (Unidade astronómica)

Em Órbita
