

Em Órbita

Vol. 13 - N.º 135 – Abril de 2013
(edição mensal)



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

Em Órbita n.º 135 (Vol. 13) – Abril de 2013

Índice

CBERS-3, um desastre ao virar da esquina	4
Irão anuncia lançamentos	4
O impacto do BLITS – uma mentira exposta?	5
Terá a MRO descoberto a Mars-3?	5
China testa motores do CZ-5	6
Encerramento da missão X 2013	7
Final da competição CanSat	7
Actividade espacial de Portugal debatida em café de Ciência	8
Voo espacial tripulado – A missão Soyuz TMA-08M	9
Obituário - Robert Ward Phillips	46
O olho humano no voo espacial	47
<i>European Manned Spaceflight Patches</i>	50
Lançadores: custos versus confiabilidade	51
Lançamentos orbitais em Março de 2013	52
O dragão chega de novo à ISS	53
Atlas-V lança segundo SBIRS-GEO	62
O regresso do Proton-M/Briz-M	71
Quadro de lançamentos recentes	82
Outros objectos catalogados	83
Lançamentos orbitais previstos para Abril e Maio de 2013	84
Próximos lançamentos tripulados	85
Lançamentos Suborbitais	86
Cronologia Astronáutica (LXXXVII)	87
Explicação dos termos técnicos	88

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

Na Capa: O cosmonauta Sergei Ryazanskiy da tripulação suplente da Soyuz TMA-08M, durante uma pausa nos exames finais de qualificação para a missão. Imagem: CTC 'Yuri Gagarin'.



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**](mailto:socios@animal.org.pt).

Junte-se ao **Grupo de Activismo da ANIMAL**. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para [**ativismo_animal_subscribe@yahoogroups.com**](mailto:ativismo_animal_subscribe@yahoogroups.com).

Para mais informações, por favor contacte a ANIMAL através do e-mail [**info@animal.org.pt**](mailto:info@animal.org.pt) ou visite o site [**www.animal.org.pt**](http://www.animal.org.pt).



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

CBERS-3, um desastre ao virar da esquina

A missão CBERS-3 atinge de novo um drama só imaginável nas melhores telenovelas e o mais incrível é que este drama ocorre mesmo no solo muito antes do seu lançamento.

Já embaraçosamente adiado devido a problemas técnicos registados com os conversores DC/DC de fabrico norte-americano, a missão atinge um novo impasse quando novos testes vêm provar que o problema com os conversores não está perto de ser resolvido, colocando assim em risco toda a missão.



Segundo o blogue Panorama Espacial, de André Mileski, que cita uma nota divulgada recentemente pelo Sindicato Nacional dos Servidores Públicos Federais na Área de Ciência e Tecnologia (SindCT) sobre o atraso no lançamento do satélite CBERS 3, "os novos testes de equipamentos e componentes sobressalentes do satélite CBERS-3 realizados até Março de 2013 no INPE, envolvendo os conversores DC/DC fabricados pela empresa americana MDI, trouxeram um resultado péssimo e condenatório. Enquanto as normas técnicas aplicáveis (conforme apontado por um consultor estrangeiro independente contratado pela AEB) exigem que nenhum componente de um determinado lote deixe de funcionar quando submetido a testes ambientais, vários componentes (incluindo um equipamento) não resistiram e pifaram!"

O lançamento do CBERS-3 estava agendado para ter lugar em Novembro ou Dezembro de 2012. Porém, e devido a problemas técnicos, o lançamento seria adiado para princípios de 2013 e actualmente era referido que o lançamento teria lugar em Junho deste ano. Porém, estes novos dados vêm colocar em questão a realização do projecto nos termos actuais e o mais sensato seria o seu adiamento por um ou dois anos. No entanto, parece existir uma forte pressão para se proceder ao lançamento do CBERS-3 em 2013.

Ainda segundo o Panorama Espacial, "tecnicamente falando, a engenharia do INPE já firmou posição de que não pode garantir a confiabilidade adequada para se obter o sucesso da missão, caso o satélite CBERS-3 seja lançado nestas condições. De fato, lançar o satélite sem que todas estas falhas de equipamentos e componentes sejam detalhadamente analisadas e corrigidas, seria bastante temerário. Apesar do corpo técnico firmar este entendimento, sectores do governo (incluindo a AEB e o próprio MCTI) continuam se articulando nos bastidores para que o satélite seja lançado a qualquer custo. Neste sentido, é fundamental que a direcção do INPE venha a público manifestar sua opinião oficial sobre o assunto."

Irão anuncia lançamentos

O Irão anunciou que irá colocar em órbita sete satélites durante o actual ano iraniano que teve início a 21 de Março de 2013. Segundo o Director da Agência Espacial Iraniana, Hamid Fazeli, várias universidades iranianas irão colaborar nos projectos de fabrico dos satélites.

Segundo Fazeli, o satélite Nahid é um dos veículos que será colocado em órbita referindo que será utilizada "uma tecnologia inovadora" para o seu lançamento. O Nahid foi desenvolvido por especialistas da agência espacial com a cooperação de cientistas da Universidade de Tecnologia de Amirkabir. A sua massa no lançamento será de 50 kg.

O satélite Fajr será também colocado em órbita nos próximos meses. Este satélite é um veículo de reconhecimento que estará equipado com painéis solares.



سازمان فضاایی ایران
IRANIAN SPACE AGENCY

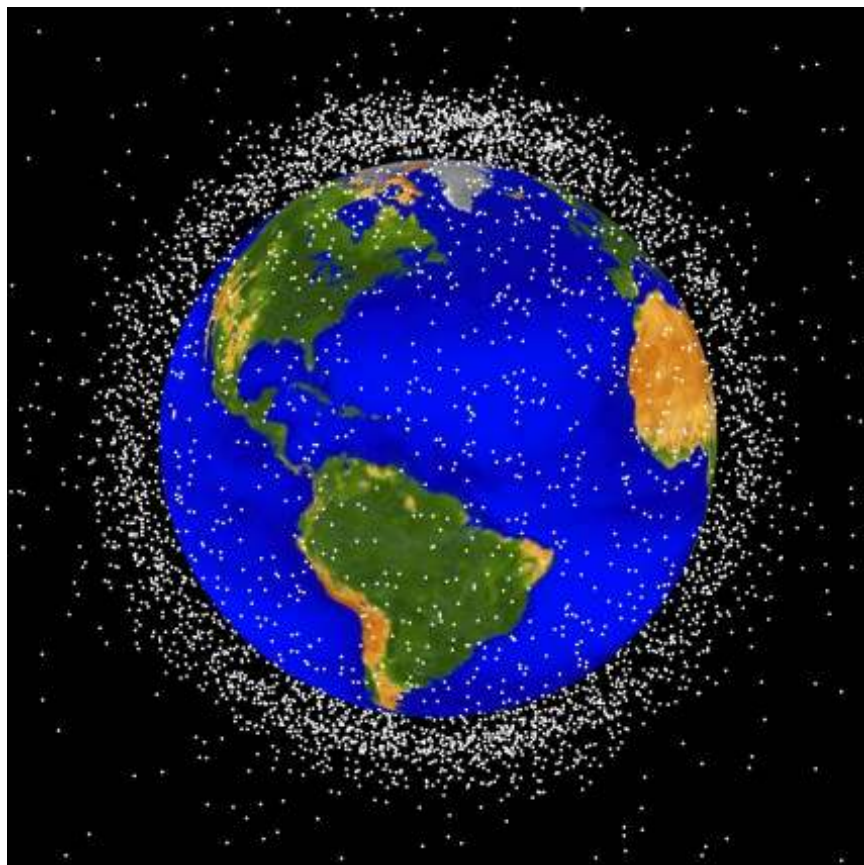
Entre os satélites a serem colocados em órbita está também o Zafar que será fabricado pela Universidade de Ciência e Tecnologia. O seu lançamento deverá ter lugar no Verão. O Zafar, que é a segunda versão do satélite Navid, estará equipado com câmaras policromáticas e pode sondar reservas de petróleo, reservas mineiras, áreas de floresta e desastres naturais.

O satélite de comunicações Mesbah, com uma massa de 69 kg, será lançado no final do ano iraniano, isto é, em 2014.

Hamid Fazeli referiu que o Irão está a desenvolver nos foguetões capazes de colocar em órbita satélites mais pesados.

O impacto no BLITS – uma mentira exposta?

No passado dia 10 de Março o Boletim Em Órbita noticiou que o satélite russo BLITS havia sido atingido por um pedaço de lixo espacial resultante da destruição do satélite meteorológico Chinês FY-1C Fengyun-1C num ensaio anti-satélite levado a cabo pela China a 11 de Janeiro de 2007.



O acidente entre o BLITS e o detrito espacial terá ocorrido a 22 de Janeiro de 2013, mas só foi relatado a 4 de Fevereiro quando os engenheiros do Instituto de Engenharia de Instrumentos de Precisão (IPIE), em Moscovo, notaram uma alteração na órbita do satélite.

Porém, informações recentes divulgadas pelo Pentágono parecem indicar que o impacto entre os dois objectos não terá ocorrido. Segundo Monica Matoush, porta-voz do Departamento de Defesa dos Estados Unidos, *"não existe qualquer evidência conclusiva para apoiar a teoria de que um detrito do satélite Chinês Fengyun-1C, ou outro qualquer objecto que seja catalogado, tenha sido a causa do impacto."*

Observando os dados orbitais dos diferentes objectos, os engenheiros notaram uma aproximação entre o BLITS e um dos detritos causados pelo teste anti-míssil de cerca de 3,1 km. Esta distância é três vezes superior ao limite mínimo de aproximação necessária para que seja emitida uma notificação a um operador de uma potencial colisão. Na altura, e apesar da distância prevista indicar a não ocorrência de um impacto, o facto de este ter ocorrido a 10 segundos do previsto levou a crer que tal impacto tivesse mesmo ocorrido.

No entanto, após o aparente impacto os parâmetros orbitais do detrito espacial não se alteraram, indicando assim que a colisão não ocorreu. O satélite BLITS (*Ball Lens In The Space*) é seguido com precisão pelo *International Laser Ranging Service* (ILRS), com o IPIE a detectar uma repentina diminuição de 120 metros no eixo semi-maior da sua órbita e uma alteração na sua velocidade de rotação e atitude. Um detrito daquele tipo poderia ser o causador do impacto, porém com a actual capacidade do sistema de detecção (capaz de detectar detritos até 5 cm) é impossível de se determinar se um outro objecto resultante da nuvem de detritos do Fengyun-1C tenha atingido o BLITS.

De qualquer das formas, é certo que uma força exterior actuou sobre o BLITS, alterando a sua velocidade de rotação e parâmetros orbitais. Até ao momento só foi catalogado um objecto (39119 2009-049J) resultante desta ocorrência.

A divulgação sensacionalista que foi dada a esta ocorrência que supostamente envolvia um pedaço de lixo orbital Chinês e um satélite Russo, veio revelar a forma como os media tentam empolar estes assuntos numa tentativa de criticar a China.

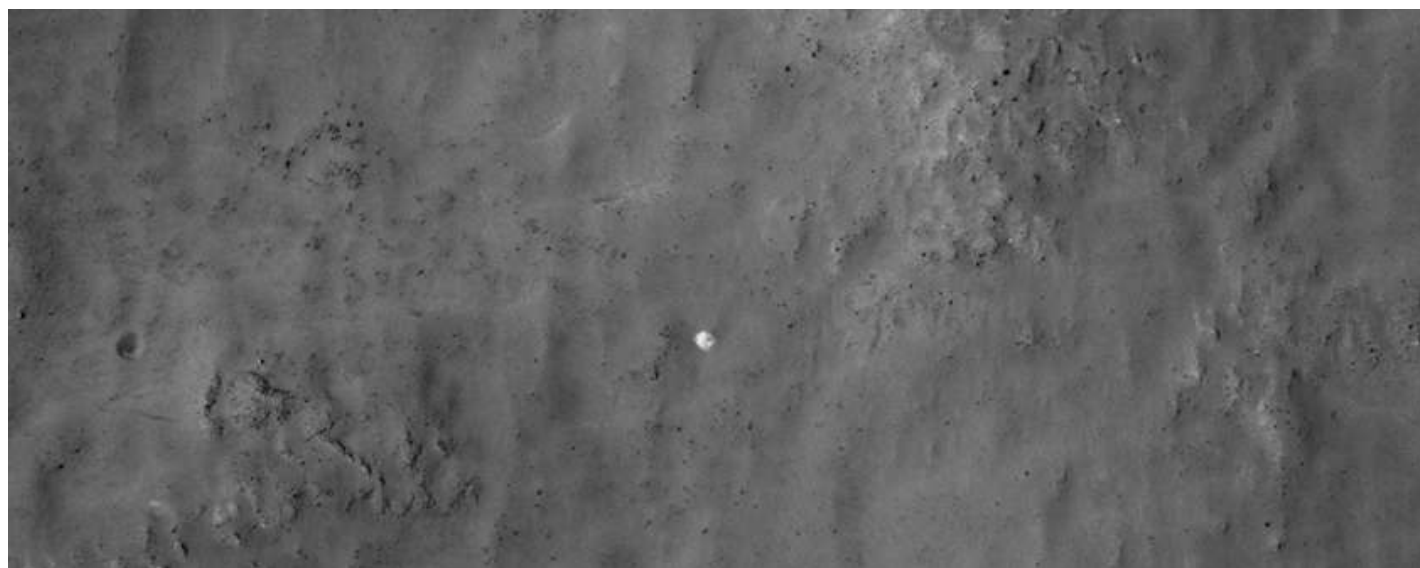
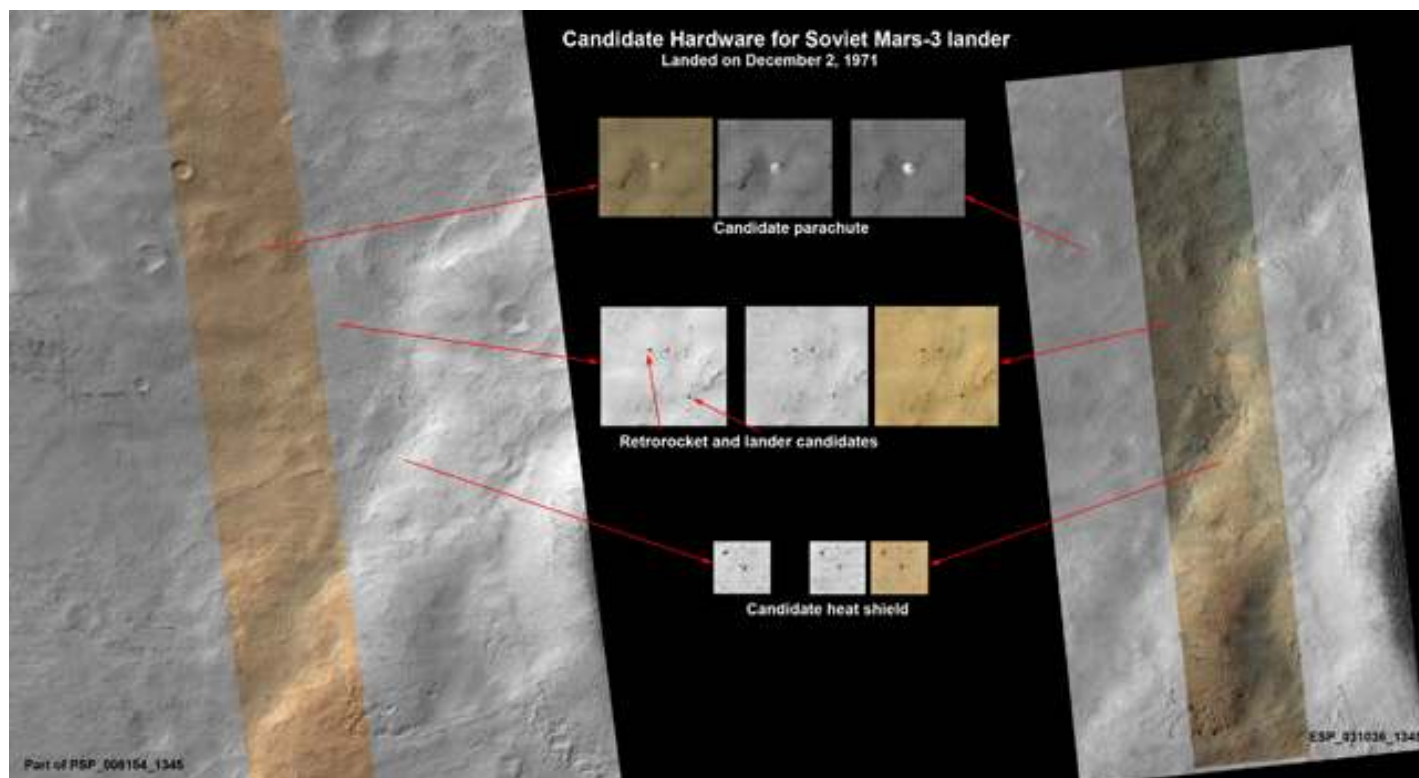
Terá a MRO descoberto a Mars-3?

Os restos da sonda soviética Mars-3 que desceu na superfície de Marte em 1971, podem ter sido observados pela sonda norte-americana Mars Reconnaissance Orbiter.

Entusiastas russos que seguem a missão da MRO, descobriram quatro características em imagens obtidas em Novembro de 2007 pela Mars Reconnaissance Orbiter, nomeadamente, o pára-quedas, o escudo térmico, o motor de retrotravagem e a sonda. Uma imagem posterior obtida no passado mês de Março mostra os mesmos quatro elementos.

A Mars-3 '4M n.º 172' (05252 1971-049A) foi lançada às 1526:30UTC do dia 28 de Maio de 1971 pelo foguetão 8K82K Proton-K/D (24901/1301) a partir da Plataforma de Lançamento PU-23 do Complexo de Lançamento LC81 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur, tendo descido na superfície de Marte a 2 de Dezembro desse ano. Após a descida, a sonda transmitiu apenas durante alguns segundos sendo o primeiro veículo a sobreviver a uma descida no planeta vermelho mantendo a capacidade de transmissão.

As imagens que mostrarão a Mars-3 foram obtidas pela câmara *High Resolution Imaging Science Experiment* (HiRISE).



China testa tanque do CZ-5

A China levou a cabo um teste de um dos principais componentes da futura família de foguetões pesados CZ-5 Chang Zheng-5. Este teste envolveu a utilização de um tanque de oxigénio líquido ao qual foram analisados os seus parâmetros físicos durante um teste estático a baixas temperaturas. O teste foi realizado no complexo industrial de Tianjin onde serão fabricados os componentes deste lançador e dos foguetões CZ-7 Chang Zheng-7 que irão substituir os lançadores das famílias CZ-2 Chang Zheng-2 e CZ-3 Chang Zheng-3.

Os foguetões CZ-5 irão consumir propelentes criogénicos, nomeadamente oxigénio líquido e hidrogénio líquido.

O voo inaugural de um foguetão Chang Zheng-5 está agora previsto para ter lugar em 2015.

Encerramento da Missão X 2013, na qual participaram mais de 500 jovens portugueses

Notícia ESA

Conduzir na Lua, andar numa nave em microgravidade ou treinar o controlo de uma nave são algumas das actividades que os cerca de 550 alunos, de 13 escolas portuguesas, exercitaram, participando na Missão X: Treinar como um astronauta - um projecto de educação da Agência Espacial Europeia (ESA) e da Agência Espacial Americana (NASA).

O evento de encerramento da Missão reuniu, na terça-feira, 16 de Abril, no Pavilhão do Conhecimento, em Lisboa, cinco escolas, da região de Lisboa, do Porto e de Viseu.



Além de praticarem actividade física, fazendo exercícios equivalentes aos que estão incluídos no treino de um astronauta, os alunos também aprenderam como é a alimentação no espaço - um assunto que desperta sempre muita curiosidade - ou qual a importância de fazer uma alimentação saudável para se ser um bom desportista. Num debate organizado pela Agência Ciência Viva, no qual participaram a campeã nacional de surf, Maria Abecassis, Ricardo Constantino, mergulhador e representante da Sociedade Portuguesa de Espeleologia, Margarida Gaspar Matos, professora da Faculdade de Motricidade Humana e Hermínio Barreto, ex-treinador de Basquetebol e André Mendes, em representação da ESA, realçou-se a importância de de uma alimentação saudável e da prática da educação física.

«As escolas portuguesas são das que mais participam, e com muita qualidade, nas actividades educativas relacionadas com o espaço, promovidas pela ESA», afirmou André Mendes. «E o espaço é um veículo óptimo para cativar os estudantes para a Ciência e Tecnologia, para a protecção do Meio Ambiente e a Saúde,» acrescentou.

Os alunos presentes no auditório do Pavilhão do Conhecimento quiseram saber como é que atletas, astronautas e mergulhadores se alimentam ou qual o segredo de Maria Abecassis para conseguir conciliar estudos e surf. Também houve quem quisesse saber como se chega a astronauta.

No final do debate, foi anunciada a escola vencedora da Missão X: a equipa Champnautas, do Externato Champagnat.

Final da competição CanSat: equipa portuguesa distinguida com o primeiro lugar

Notícia ESA

Estudantes de oito estados membro da ESA terminaram a terceira campanha europeia de lançamento, Cansat, que decorreu na Holanda no fim-de-semana passado. Quinze equipas de estudantes de toda a Europa participaram no evento de quatro dias, do qual saiu vencedora, na Categoria Avançada, a equipa da Escola Básica Secundária de Santa Maria, Açores.

Os preparativos para a campanha de lançamento começaram logo após a chegada das equipas à Universidade de Tecnologia de Delft, a 10 de Abril, quando foram feitas as inspecções técnicas de forma a garantir que cada uma das CanSats poderia ser integrada nos foguetes.

Tal como estava previsto, foram necessárias algumas modificações de última hora, mas os peritos da empresa *T-Minus Engineering* - os parceiros da ESA para a competição - estavam a postos para prestar a assistência necessária.

No dia seguinte, cada um dos estudantes fez uma apresentação de 10 minutos sobre o seu projecto, antes de voltarem ao laboratório para apurar os últimos detalhes nas suas CanSats. Era grande o entusiasmo na altura em que as equipas chegaram ao *ASK't Harde Shooting Range*, a 12 de Abril. Foram usados quatro foguetes, fornecidos pela *T-Minus Engineering*, para levar as CanSats até a uma altitude de 1 km. As cargas em miniatura separaram-se então



do seu foguete, de forma a poderem concluir as suas missões científicas e tecnológicas, antes de regressarem ao solo, com a ajuda de um pára-quedas, de forma a serem recuperadas pelas equipas.

Doze CanSats foram libertadas durante os lançamentos, voando autonomamente, três não se separaram devido a uma falha nos mecanismos de ejeção no foguete. Mesmo assim, as CanSats que não saltaram conseguiram fazer algumas leituras - pressão e temperatura mais alguns sinais de GPS - transmitindo-as às estações em terra.

Todas as equipas trabalharam noite dentro para coligir os dados obtidos durante o voo.

O último dia começou com uma conferência de Hugo Maree, Responsável pelo *Education Office da ESA*. Seguiu-se a apresentação final das equipas ao júri, a seguir à qual os membros das equipas fizeram uma visita guiada ao museu *Space Expo*. Entretanto, os membros do júri concluíram a difícil tarefa de encontrar um vencedor em cada uma das categorias.

O primeiro prémio na Categoria Avançada (*Advanced Category*) foi atribuído à equipa Air Sat One, de Portugal, que encaixou um mecanismo de planador na CanSat. A equipa, composta por quatro raparigas, alunas do 10º ano da Escola Básica Secundária de Santa Maria, foi recebida no aeroporto pela comunidade mariense, com festa, música e algumas lágrimas de alegria. O Parlamento Regional dos Açores aprovou um voto de congratulação pela vitória da equipa, salientando o interesse da comunidade de Santa Maria nos temas relacionados com o espaço, o que poderá dever-se, em parte, à permanência na ilha da antena de seguimento da Agência Espacial Europeia. Natacha Callens, coordenadora do Departamento Educacional da ESA e membro do júri na competição, afirmou ter ficado «impressionada com o trabalho da equipa vencedora, na Categoria Avançada.»

Em Segundo lugar ficou a equipa Obi-Wan Canobi da Dinamarca, e em terceiro a equipa Vortex do Reino Unido.

O primeiro prémio na Categoria de Iniciados (*Beginners Category*) foi atribuído à equipa KrakSat da Polónia, que estabeleceu medidas comparativas de radiação cósmica gama e beta, feitas durante o voo e no chão. Em segundo lugar ficou a equipa irlandesa e em terceiro a alemã SaSa.

"Os projectos têm uma qualidade muito elevada e alguns excederam mesmo as expectativas. O profissionalismo e a motivação dos estudantes do secundário foram muito apreciados," disse Natacha Callens.

O evento terminou com um jantar comemorativo.

A competição *European CanSat 2013* foi organizada pelo Departamento de Educação da ESA, em cooperação com a Universidade de Tecnologia de Delft e a empresa *T-Minus Engineering*.

Actividade espacial de Portugal debatida em Café de Ciência no Parlamento

Indústria, academia e políticos debateram, de forma informal, a ligação de Portugal à ciência e à indústria espacial. «Ciências do Espaço, oportunidades na Terra», foi o tema do evento que aconteceu no dia 17 de Abril, ao final da tarde, na biblioteca da Assembleia da República. A organização esteve a cargo da Agência Ciência Viva e do Conselho dos Laboratórios Associados.

Num ambiente descontraído, juntaram-se deputados de vários partidos políticos, representantes das empresas ligadas ao espaço, e cientistas de institutos e universidades com interesse na área, como o Observatório Astronómico de Lisboa e o de Coimbra ou o Instituto de Telecomunicações.

Durante cerca de duas horas, debateram-se os sucessos atingidos na área - como a recente vitória de uma equipa portuguesa, da ilha de Santa Maria, na competição para estudantes, promovida pela ESA, CANSAT - ou a integração de tecnologia portuguesa na missão Proba-3. Também houve oportunidade de apontar alguns dos problemas por que passa o sector espacial em Portugal.

«Tem havido um investimento muito significativo nesta área, o que nos tem trazido benefícios. A área do espaço permite um bom retorno industrial», declarou o presidente da Fundação para a Ciência e Tecnologia, Miguel Seabra, que salientou o facto de Portugal ter reafirmado, durante a última ministerial, os compromissos assumidos com a Agência Espacial Europeia, mantendo a participação em programas opcionais. «O espaço não pertence exclusivamente à Ciência. Pertence a todos», rematou Miguel Seabra.

António Neto, presidente da Proespaço - Associação Portuguesa das Indústrias do Espaço -, reforçou que «em Portugal, praticamente toda a produção no sector se destina à exportação. Sendo que o investimento no sector espacial apresenta um efeito multiplicador da ordem de duas a quatro vezes.»

Vanda Brotas, professora do departamento de Biologia da Faculdade de Ciências da Universidade de Lisboa, realçou a importância das observações de satélites para o seu trabalho de investigação na área do fitoplâncton, nomeadamente na «validação dos parâmetros estimados pelos modelos.»

João Pedro Neto, que fez parte do programa de trainees da ESA, e agora é gestor de projecto na HPS Portugal, aproveitou para anunciar que a sua empresa está a participar no desenvolvimento de um sistema de protecção térmica para a sonda ExoMars, uma missão não tripulada ao Planeta Marte, da responsabilidade da Agência Espacial Europeia e lançamento previsto para 2016.

Voo espacial tripulado

A missão Soyuz TMA-08M – Expedição 35/36

A 1ª missão espacial tripulada de 2013 teve início a 28 de Março a partir do Cosmódromo de Baikonur. Os três novos tripulantes lançados a bordo da Soyuz TMA-08M integram a Expedição 35 e a Expedição 36 a bordo da estação espacial internacional.

Decorrendo entre 16 de Março e 14 de Maio de 2013 (com três elementos entre 16 e 29 de Março de 2013), os principais objectivos a levar a cabo durante a Expedição 35 são:

- Lançamento de três novos elementos da Expedição 35/36 a bordo da Soyuz TMA-08M, sendo dois russos e um norte-americano;
- Acoplagem do veículo Soyuz TMA-08M com o módulo MRM-2 Poisk;
- Acoplagem do veículo de carga da Orbital (Cygnus) com o porto de acoplagem Nadir do módulo Harmony (a determinar);
- Suporte operacional para a carga e separação do veículo de carga Progress M-18M do módulo Pirs;
- Suporte operacional para a carga e separação do veículo de carga Progress M-17M do módulo Zvezda;
- Lançamento a acoplagem do veículo ATV-4 com o módulo Zvezda (a determinar);
- Acoplagem e descarga parcial do veículo de carga Progress M-19M com o módulo Pirs;
- Suporte operacional para a carga e separação do veículo de carga Cygnus do módulo Harmony (a determinar);
- Suporte operacional para a carga e separação do veículo espacial tripulado Soyuz TMA-07M a partir do módulo MRM-1 Poisk (regresso da tripulação da Expedição 34/35);
- Implementação de uma actividade extraveicular a partir do segmento russo da ISS;
- Apoio à funcionalidade da ISS;
- Realização das experiências e do programa de aplicações científicas;
- Fotografia de bordo e obtenção de imagens vídeo das actividades a bordo da secção russa da ISS



A tripulação da Soyuz TMA-08M

A tripulação principal da Soyuz TMA-08M foi composta pelo cosmonauta russo Pavel Vladimirovich Vinogradov (Comandante da Soyuz TMA-08M, Engenheiro de Voo da ISS na Expedição 35 e Comandante da Expedição 36), pelo cosmonauta russo Alexander Alexandrovich Misurkin (Engenheiro de Voo n.º 1 da Soyuz TMA-08M e Engenheiro de Voo da Expedição 35/36), e pelo astronauta norte-americano Christopher John Cassidy (Engenheiro de Voo n.º 2 da Soyuz TMA-08M, Engenheiro de Voo da Expedição 35/36).



A tripulação principal da Soyuz TMA-08M. Da esquerda: Christopher John Cassidy (EUA), Pavel Vladimirovich Vinogradov (Rússia) e Alexander Alexandrovich Misurkin (Rússia). Imagem: Roscosmos.



A tripulação suplente da Soyuz TMA-08M foi composta por Oleg Valerievich Kotov (Rússia, ao centro), Sergei Bikolayevich Ryazansky (Rússia, à direita) e Michael Scott Hopkins (EUA, à esquerda). Esta será a tripulação principal da Soyuz TMA-10M com lançamento previsto para 25 de Setembro de 2013.



Pavel Vladimirovich Vinogradov (Павел Владимирович Виноградов) – Pavel V.

Vinogradov, de 59 anos de idade, nasceu a 31 de Agosto de 1953 em Magadan, Rússia, e faz parte do Corpo de Cosmonautas da Corporação RKK Energia 'Sergei Korolev' sendo Instrutor Cosmonauta-Teste de 1ª Classe.

Em 1977 formou-se no Instituto de Aviação de Moscovo, departamento de Veículos Aéreos com uma especialização em Produção de Veículos Espaciais, sendo qualificado como Engenheiro Mecânico. Em 1980 formou-se por correspondência no Instituto de Aviação de Moscovo na faculdade de Desenho de Sistemas Autónomos com a especialização em Análise de Sistemas e Sistemas de Computação de Larga Escala.

Como passatempos gosta de praticar desporto, história da Aviação e da Cosmonáutica, e Astronomia.

A partir de Setembro de 1970 foi aprendiz de projectista de sistemas mecânicos e entre Outubro de 1970 e Abril de 1971 foi projectista de sistemas mecânicos na fábrica Krasny Oktiabr, Moscovo. Entre Setembro de 1971 e Março de 1977 estudou no Instituto de Aviação de Moscovo (IAM). Entre 1977 e 1983 foi engenheiro e engenheiro sénior no IAM. Entre 1983 foi engenheiro, engenheiro sénior e engenheiro líder e chefe de secção no NPO Energia, estando envolvido nos testes das acções das tripulações da cápsula Soyuz TM e do vaivém espacial Buran, e no desenvolvimento de sistemas de treino autónomos para os cosmonautas. Também participou no desenvolvimento do sistema de acoplagem para o vaivém espacial Buran. Em 1985 faz parte do grupo de engenheiros que treinou para missões a bordo do Buran.



A 3 de Março de 1992 e por decisão do Comité Interdepartamental Estatal foi seleccionado como candidato a cosmonauta e a 2 de Junho de 1992 foi designado para o Corpo de Cosmonautas da Corporação Energia como candidato a cosmonauta. Entre 1 de Outubro de 1992 até Fevereiro de 1994 frequentou o curso geral de cosmonauta

que no entanto foi interrompido devido à necessidade de proceder a exames médicos extra no Instituto de Problemas Médicos e Biológicos, Moscovo.

Entre 20 de Maio de 1994 e 20 de Fevereiro de 1995 frequentou o treino de voo e de salto de pára-quedas, treinou no hidrolaboratório, executou voos simulados de ausência de gravidade e frequentou treinos de sobrevivência, tendo também finalizado o curso geral de cosmonauta e completou com sucesso todos os exames e testes, tendo recebido a qualificação de Cosmonauta Teste.

A 15 de Maio de 1995 foi readmitido como Cosmonauta Teste no destacamento de cosmonautas da Corporação Energia.

A 14 de Fevereiro de 1995 foi nomeado para a segunda tripulação no âmbito do programa EuroMir-95 e entre 20 de Fevereiro e Agosto de 1995, frequentou sessões de treino como engenheiro de voo, juntamente com o cosmonauta Gennady Manakov e a partir de 1 de Abril com Chris Fuglesang (ESA, Suécia). A 3 de Setembro de 1995 foi suplente do engenheiro de voo Sergei Avdeev.

Entre Outubro de 1995 e Julho de 1996 treinou como membro da tripulação principal da Soyuz TM-24 juntamente com Gennady Manakov, John Blaha (EUA) e Claudie Andre-Deshays (França). A 9 de Agosto de 1995 e devido a doença do Comandante Gennady Manakov, a tripulação principal (excepto Claudie Andre-Deshays) foi substituída pelos suplentes Valery Korzun e Alexander Kaleri.

Entre Agosto de 1996 e Julho de 1997 levou a cabo sessões de treino com membro principal da tripulação permanente EO-24 da estação espacial Mir juntamente com Yuri Gidzenko e desde Outubro de 1996 com Anatoly Soloviev. A 28 de Julho de 1997 por decisão do Comité Interdepartamental Estatal, foi designado como engenheiro de voo suplente para a Expedição 3 a bordo da ISS juntamente com Valery Korzun.



O seu primeiro voo espacial teve lugar entre 5 de Agosto de 1997 e 19 de Fevereiro de 1998 como engenheiro de voo da Soyuz TM-26 e da tripulação EO-24 na estação espacial Mir, juntamente com Anatoly Soloviev. Trabalhou a bordo da estação espacial juntamente com Vasili Tsibliev, Alexander Lazutkin, Nikolai Budarin e Leopold Eyharts, e também com as tripulações das missões STS-86 e STS-89. Durante a missão levou a cabo cinco passeios espaciais com uma duração total de 29 horas e 19 minutos. A missão teve uma duração de 197 dias 17 horas 34 minutos e 36 segundos.

Pavel Vinogradov tornou-se no 86º cosmonauta russo e no 360º ser humano a realizar um voo espacial orbital.

A 24 de Fevereiro de 1998 foi designado como engenheiro de voo na tripulação principal da Expedição 5 e como suplente da Expedição 3 juntamente com o cosmonauta Valeri Korzun. Entre 1998 e Fevereiro de 1999 frequentou sessões de treino nos programas destas duas expedições.

A 3 de Fevereiro de 1999 e por decisão da direcção da Corporação Energia, foi removido das tripulações em treino para voos à ISS e designado como engenheiro de voo da tripulação suplente da Expedição 28 à estação espacial Mir e como engenheiro de voo da tripulação principal da Expedição 29m juntamente com Salizhan Sharipov. Entre Março de 1999 e Março de 2000 levou a cabo sessões de treino no âmbito da tripulação suplente da EO-28 e a 4 de Abril de 2000 foi suplente do engenheiro de voo Alexander Kaleri na Soyuz TM-30.

A partir de 5 de Junho de 2000 frequentou o treino do programa EO-29 para a estação espacial Mir. Os treinos para a estação espacial Mir foram suspensos assim que foi tomada a decisão de abandonar a estação espacial.



A 8 de Janeiro de 2004 e por decisão da Comissão Internacional para os treinos para a ISS, Pavel Vinogradov foi nomeado como Comandante da tripulação principal da Expedição 13 e mais tarde a 2 de Dezembro a sua nomeação foi aprovada. Frequentou sessões de treino com Daniel Tani (EUA) e Dmitry Kondratiyev.

A sua segunda missão espacial teve lugar entre 30 de Março e 29 de Setembro de 2006 como Comandante da Soyuz TMA-8 e como Comandante da Expedição 13 com Jeffrey Williams e Marcos César Pontes (participante no voo espacial, Brasil). A partir de 6 de Julho, Thomas Reiter, que viajou a bordo do vaivém espacial OV-103 Discovery (STS-121) trabalhou como segundo engenheiro de voo na Expedição 13. Durante esta permanência na ISS realizou uma actividade extraveicular com uma duração de 6 horas e 31 minutos. A missão teve uma duração de 182 dias 22 horas 43 minutos 17 segundos, sendo o 63º cosmonauta russo e o 260º ser humano (juntamente com o astronauta Jeffrey Nels Williams) a realizar duas missões espaciais orbitais.

Por ordem do Presidente da Corporação Energia, a 30 de Outubro de 2007 Pavel Vinogradov foi substituído no seu posto de Comandante do Destacamento de Cosmonautas da Corporação Energia e designado como Chefe Executivo do Centro de Teste de Voo da Corporação Energia.

Na reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas e a sua nomeação para missões espaciais realizada a 5 de Abril de 2010, Pavel Vinogradov foi certificado como Cosmonauta do Destacamento da Corporação Energia. A 5 de Dezembro desse ano foi anunciado que havia sido seleccionado para levar a cabo sessões de treino para a Expedição 35/36 juntamente com Alexander Misurkhin e Christopher Cassidy, sendo os três suplentes na missão Soyuz TMA-06M. A 18 de Fevereiro de 2011 era confirmada a sua nomeação como Comandante da Soyuz TMA-08M e como Comandante da Expedição 36.

A 18 de Agosto de 2011 juntamente com Alexander Misurkhin e Christopher Cassidy, participou em treinos de amaremação de emergência em Noginsky.

No total dos seus dois voos espaciais, Pavel Vinogradov acumulou 380 dias 16 horas 17 minutos e 53 segundos de experiência em voo espacial. Na missão Soyuz TMA-08M torna-se no 36º cosmonauta russo e no 187º ser humano a realizar três missões espaciais orbitais.



Aleksandr Aleksandrovich Misurkin
(Александр Александрович Мисуркин) –

Alexander A. Misurkin, de 35 anos de idade, nasceu a 23 de Setembro de 1977 em Ersshichi, região de Smolensk - Rússia, e é Cosmonauta Teste do Corpo de Cosmonautas do Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin'.



Em 1999 terminou a sua formação no Instituto de Aviação Militar Armavir com uma medalha de ouro e qualificado como piloto-engenheiro. Desde Outubro de 1999 serviu como piloto, piloto principal e Comandante da secção de voo do

regimento de treino de guardas de aviação de Krasnodar MAI (Tikhoretsk), região militar do Cáucaso do Norte.

A 11 de Outubro de 2006, e numa reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas, Alexander Misurkin foi nomeado para o destacamento de cosmonautas para frequentar um curso de treino genérico que iniciou a 26 de Fevereiro de 2007 e que teve a duração de dois anos.

Entre 28 de Junho a 4 de Julho de 2008, Misurkin participou em treinos realizados em Sevastopol e que simulavam um regresso de emergência com amarração da cápsula Soyuz TMA, formando uma tripulação com Nikolai Tikhonov e Catherine Coleman (EUA).

A 2 de Junho de 2009 completou o treino genérico tendo sido aprovado com o resultado de 'excelente' nos exames finais realizados no Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin'. A 9 de Junho, e numa reunião da Comissão Interdepartamental de Qualificação, Misurkin foi classificado como Cosmonauta-Teste, tendo-lhe sido atribuído um certificado de cosmonauta.

Por ordem da direcção do Centro de treino de Cosmonautas datada de 1 de Agosto de 2009, foi nomeado para um lugar de Cosmonauta-Teste naquele centro e posteriormente numa reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas e sua nomeação para as missões espaciais realizada a 26 de Abril de 2010, foi nomeado como cosmonauta do destacamento de cosmonautas do Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin'.

Entre 17 e 20 de Julho de 2010 participou em treinos de sobrevivência em regiões desérticas e semi-desérticas realizados no Cazaquistão juntamente com Sergei Zhukov e Sergei Gerasimenko.

A 5 de Dezembro de 2010 foi anunciado que iria fazer parte da tripulação principal da Expedição 35/36 para a estação espacial internacional, sendo também suplente da Soyuz TMA-06M. A sua nomeação foi confirmada a 18 de Fevereiro de 2011.

Alexander Misurkin realiza o seu primeiro voo espacial orbital, sendo o 116º cosmonauta da Rússia e o 528º ser humano a realizar um voo espacial orbital.



Christopher John Cassidy – Christopher J. Cassidy, de 42 anos de idade, nasceu em Salem, Massachusetts, a 4 de Janeiro de 1970, considera no entanto York, Maine, como a sua cidade natal. Frequentou o Liceu de York, seguindo mais tarde para a Escola Preparatória da Academia Naval em Newport, Rhode Island (1989), depois para a Academia Naval onde obteve um bacharelato em Matemática (1993) e um mestrado em Engenharia Oceânica pelo Instituto de Tecnologia do Massachusetts (2000).



Christopher Cassidy serviu dez anos como membro das equipas SEAL da Marinha dos Estados Unidos. Especializou-se nas táticas de reconhecimento a longa distância (patrulhas a pé e em veículos), direcção de assaltos a edifícios, abordagens de embarcações, patrulhas de reconhecimento no deserto, mergulhos de combate, explosivos subaquáticos, e uma variedade de operações aéreas, incluindo salto de pára-quedas, descida rápida de cordas, e rapel. Levou a cabo quatro excursões de seis meses: duas no Afeganistão e duas no Mediterrâneo. Cassidy serviu como Oficial Executivo e Oficial de Operações em Norfolk, Virgínia, e como Comandante de Pelotão na *SEAL Team THREE* em Coronado, Califórnia.

Esteve destacado no Afeganistão por duas vezes após o 11 de Setembro de 2001. Serviu como Comandante das Forças de Assalto no Solo para missões de combate internacionais e norte-americanas. Dirigiu dois meses de acção de abordagem de embarcações hostis no Norte do Golfo Árabe. Foi

Comandante do *SEAL Delivery Vehicle Platoon* no *SEAL Delivery Vehicle Team TWO*, Norfolk. Acumulou mais de 200 horas de mergulho subaquático como Piloto / Navegador / Comandante de Missão de um submergível que é lançado e recolhido a partir de um submarino. Também serviu como *Dry Deck Shelter Platoon Commander* no *SEAL Delivery Vehicle Team TWO*, Norfolk. Cassidy voluntariou-se e cumpriu uma jornada de caridade de 180 dias na qual remou um caiaque entre Norfolk e Washington D.C. para angariar fundos para a fundação *Special Operations Warrior Foundation*.

Foi seleccionado pela NASA em Maio de 2004. Em Fevereiro de 2006 terminou o treino de astronauta que incluiu formação técnica e científica, instrução intensiva sobre os sistemas do vaivém espacial e da estação espacial internacional, treino fisiológico, treino de voo em T-38, e treinos aquáticos e de sobrevivência. A finalização deste treino qualificou-o para vários trabalhos técnicos no Corpo de Astronautas e futuros voos espaciais como Especialista de Missão. Entre 2006 e 2008 serviu como CAPCOM no Controlo de Missão.

A missão STS-127 foi a primeira missão espacial de Christopher Cassidy na qual estiveram incluídas 18 horas e 5 minutos de actividade extraveicular em três passeios espaciais.



Christopher John Cassidy foi o 496º ser humano e o 317º astronauta dos Estados Unidos (juntamente com Douglas Gerald Hurley, Thomas Henry Marshburn e Timothy Lennart Kopra) a levar a cabo um voo espacial orbital.

A 5 de Dezembro de 2010 foi anunciado que Cassidy havia sido nomeado como membro da Expedição 35/36 à estação espacial internacional, estando integrado na tripulação da Soyuz TMA-08M.

Esta é a sua segunda missão espacial orbital, sendo o 232º astronauta dos Estados Unidos e o 33º ser humano a realizar duas missões espaciais orbitais.

Lançamento da Soyuz TMA-08M

Treino geral

Quando um astronauta é nomeado para um determinado voo espacial, é criada uma matriz de treino denominada CQRM (*Crew Qualifications and Responsibility Matrix*). No fundo, este documento contém a informação acerca de qual membro da tripulação irá levar a cabo uma determinada tarefa na missão, isto é qual é o seu objectivo no voo que irá levar a cabo. As equipas de treino na Rússia e nos Estados Unidos utilizam este documento para determinar se um membro da tripulação será operador ou se será especialista para um determinado sistema da estação orbital. Um operador somente necessita saber como operar um determinado equipamento, tal como o computador da estação, ou saber como enviar um comando para um determinado sistema da estação: por exemplo, como elevar a temperatura num determinado módulo. Um especialista necessita de saber como reparar um determinado problema com o computador ou reparar o sistema de controla a temperatura da estação.

Geralmente o treino para uma missão a bordo da ISS tem uma duração de 18 meses durante os quais os astronautas e cosmonautas aprendem a trabalhar com os sistemas da estação.



Cada sistema na estação (eléctrico, aquecimento e arrefecimento, comunicações, etc.) possui um plano de treino separado para os operadores e para os especialistas. Todos os membros da tripulação devem saber o suficiente acerca de cada sistema da estação para serem pelo menos operadores. O treino de um especialista é mais demorado, logo um

astronauta ou cosmonauta só será especialista em alguns sistemas, enquanto os restantes membros da tripulação serão especialistas em outros sistemas.

A toda a tripulação é designada uma equipa de treinadores. Estes treinadores são especialistas que ensinam a tripulação tudo o que é necessário para que a missão seja levada a cabo com sucesso. O denominado *Station Training Lead* (STL) é o responsável pela equipa de treino. Esta pessoa é um instrutor com muitos anos de experiência no ensino dos astronautas e cosmonautas. A equipa possui um instrutor para cada um dos oito sistemas principais da estação espacial. A equipa também possui instrutores para as experiências científicas que são levadas a cabo a bordo da estação e outros instrutores que ensinam os membros da tripulação a levar a cabo saídas para o exterior em caso de necessidade.



Os membros da tripulação também se deslocam ao Canadá para aprenderem a operar com o braço robot da ISS, o Canadarm2. Outra parte do treino dos membros da ISS consiste em saber como tratar um outro membro da tripulação caso este adoeça em órbita.

Uma parte fundamental do treino dos membros das futuras tripulações da ISS é a sua preparação para levar a cabo várias experiências científicas em órbita. A ISS é uma área excepcional para a realização de experiências que não podem ser levadas a cabo na Terra e como tal os astronautas e cosmonautas em órbita devem tirar partido de todo o tempo

disponível. Equipes de cientistas e instrutores ocupam centenas de horas para garantir que cada membro da tripulação possui o conhecimento e a perícia necessária para levar a cabo as experiências para as quais foi designado, pois os investigadores na Terra dependem muito dessas experiências.



A tripulação recebe formação específica em variadas áreas tal como já o haviam recebido tripulações anteriores. Estas tripulações levaram a cabo experiências com o cultivo de células humanas para estudar a forma como o cancro se desenvolve, trabalhando também com antibióticos para encontrar uma forma de os produzir mais rapidamente na Terra. Essas tripulações procederam também ao crescimento de plantas para produzir sementeiras resistentes a várias pragas e cristais para melhorar a produção de gasolina. O corpo humano foi também estudado em microgravidade, reunindo-se informação relativamente a situações patológicas humanas como por exemplo a formação de pedras nos rins e a análise da performance das células do fígado. Outras experiências tiram partido da reduzida gravidade na ISS para estudar os processos físicos. Ao eliminar a gravidade, os pesquisadores podem compreender melhor algumas das pequenas forças que ocorrem em processos tais como na produção de semicondutores.

Algumas das experiências levadas a cabo em órbita requerem que os membros das tripulações as activem e terminem (como o crescimento de cristais, por exemplo), enquanto que outras experiências requerem que os astronautas e cosmonautas sejam meros operadores. As experiências relacionadas com as Ciências da Vida são únicas pois os membros da tripulação

servem muitas vezes como cobaias humanas e operadores ao mesmo tempo. Este tipo de experiências ajudam a melhor compreender a forma como o corpo humano se adapta a longos períodos em microgravidade, podendo também esta informação ajudar as pessoas na Terra.

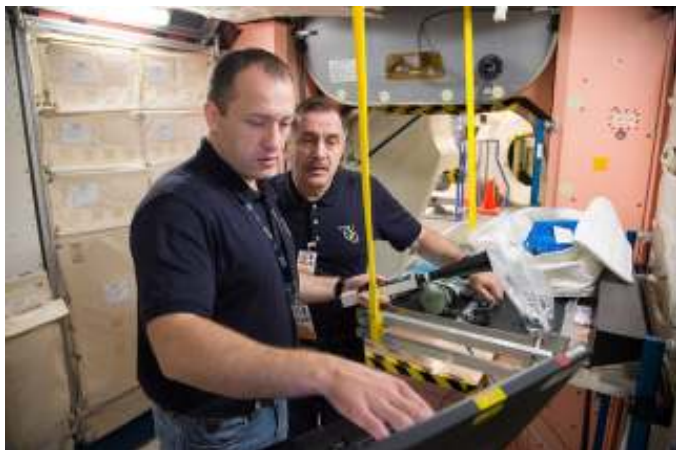


Tal como aconteceu com as anteriores tripulações, os instrutores tiveram de determinar a forma de como os cosmonautas e astronautas seriam treinados para cada experiência e quantas horas de treino seriam necessárias, além de definir quem iria levar a cabo o treino, quais os procedimentos, software e equipamento seria necessário. Os planos de treino individual para cada experiência são combinados num único plano que inclui todas as experiências de uma disciplina científica.

O Centro Espacial Marshall em Huntsville, Alabama, é responsável pela orientação do plano de treino de cada membro da tripulação para todas as experiências levadas a cabo nos módulos americanos. As áreas de pesquisa incluem as Ciências da Vida, Ciências Físicas, Biologia Espacial Fundamental, Desenvolvimento de Produtos Espaciais e Ciências da Terra / Voo Espacial.

Como o tempo da tripulação, quer seja antes, durante ou depois do voo, é um bem muito precioso, cada detalhe de uma dada sessão de treino para uma dada experiência deve ser planeado, praticado e coordenado com muita precisão. Frequentemente o cientista ou o investigador principal para

uma determinada experiência, instrui os membros da tripulação na forma de como operar a sua experiência. As sessões auxiliadas por computador (CBT – *Computer Based Training*) são também desenvolvidas por especialistas para proporcionar sessões de treino no solo e em órbita. Estas sessões podem ser utilizadas pela tripulação para treino de proficiência, para manter as suas aptidões e conhecimentos sobre uma experiência específica ou para treino inicial.



Nos meses que antecederam o seu voo, os dois cosmonautas tornaram-se especialistas em cada experiência que realizam em órbita, prontos para proporcionar aos cientistas os dados que necessitam para melhorar a vida no nosso planeta.

Um treino internacional

O treino dos membros das expedições permanentes na ISS decorre em várias partes do planeta, nomeadamente no Centro Espacial Johnson, Houston – Texas, no Centro Espacial Kennedy, Florida, na Sede da Agência Espacial do Canadá, Saint-Hubert – Quebec, no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, Cidade das Estrelas – Moscovo, e no Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Tyura Tan – Cazaquistão. O Centro Espacial Johnson é a base dos astronautas da NASA e uma casa longe de casa para os astronautas e cosmonautas visitantes, e membros das expedições permanentes de outros países. Sendo o principal local de treino para as tripulações, o centro espacial possui equipas de instrutores profissionais, instalações de treino, salas com ambientes de simulação integrada e laboratórios para auxiliar os astronautas e cosmonautas a se prepararem para a sua missão.

O Centro Espacial Kennedy, junto à costa atlântica, é o local de lançamento dos veículos espaciais. Os astronautas obtêm a prática fundamental nas instalações de processamento da estação espacial com os elementos com os quais irão lidar durante a sua missão antes de serem lançados para o espaço.

Sendo um participante essencial no projecto da ISS ao fornecer o Canadarm2, o Canadá treina os astronautas nas suas instalações que possuem simuladores do denominado MSS (*Mobile Servicing System*) que inclui o Canadarm2 e o MBS (*Mobile Base System*). Os membros das diversas tripulações recebem formação em robótica para os preparar para as complexas operações com o braço robótico da ISS. Os astronautas treinam no VOTE (*Virtual Operations Training Environment*) que proporciona um ambiente tridimensional

de realidade virtual no qual os astronautas praticam a manipulação do MSS compreendendo assim os seus movimentos em relação às estruturas externas da estação.

O Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin está situado nos arredores de Moscovo na chamada Cidade das Estrelas (Звездный) – Zvezdnyy Gorodok. Este é o principal local de treino para os cosmonautas russos contendo instrutores profissionais, salas de aula, simuladores e modelo em escala real dos elementos tripulados em órbita. Os cosmonautas recebem todo o ensinamento necessário para conhecerem a fundo os módulos que compõem a secção russa da ISS. O centro de treino contém também o denominado Hidrolaboratório que oferece um ambiente realista para o treino das actividades extraveiculares levadas a cabo a partir do módulo Pirs e utilizando fatos extraveiculares Orlan-DM.



O hidrolaboratório na Cidade das Estrelas permite o treino de actividades extraveiculares com os fatos espaciais russos e na secção russa da ISS. Imagem: Rui C. Barbosa

O Cosmódromo de Baikonur é utilizado para lançamentos orbitais desde o alvorecer da Era Espacial. O complexo é composto por dezenas de plataformas, rampas e silos subterrâneos de lançamento, contendo também estações de rastreio e controlo. Os membros das expedições permanentes e das tripulações táxi realizam simulações a bordo de modelos 7K-STMA.

Treino específico para as actividades extraveiculares

Uma parte muito especial do treino das tripulações da ISS, é o treino para as actividades extraveiculares. A primeira fase deste treino passa por ensinar aos astronautas e cosmonautas como envergar os diferentes tipos de fatos espaciais extraveiculares. Estes fatos proporcionam o ar que o astronauta necessita enquanto realiza os seus trabalhos no exterior da estação, mantendo também o corpo do astronauta numa temperatura confortável apesar de estarem temperaturas extremamente quentes ou extremamente frias no exterior.

Como o fato espacial é muito grande, os membros da tripulação tiveram de praticar como movimentar-se enquanto o envergam e aprenderam como utilizar as diversas ferramentas com as volumosas luvas nas mãos. Tanto os astronautas como os cosmonautas praticam as saídas para o espaço no interior de grandes piscinas, treinando sete horas debaixo de água por cada hora que passam no espaço exterior.

Os cosmonautas russos possuem uma piscina (Hidrolaboratório) no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri A. Gagarin, Cidade das Estrelas. Aqui, tanto os astronautas como os cosmonautas aprendem a utilizar os fatos extraveiculares russos Orlan-DM. Por outro lado, também levam a cabo sessões de treino no NBL (*Neutral Buoyancy Laboratory*), situado no Centro Espacial Johnson em Houston, Texas. O NBL possui um comprimento de 62 metros, uma largura de 31 metros e uma profundidade de 12 metros, contendo 22,7 milhões de litros de água. No fundo desta enorme piscina, de facto a maior piscina interior do mundo, encontra-se um modelo da ISS, que tem o mesmo tamanho da estação que se encontra em órbita.

Um astronauta que se encontra submerso no NBL, encontra muitas semelhanças ao estado de imponderabilidade no exterior de um veículo em órbita, porém não é o mesmo que se encontrar a flutuar no espaço. Um astronauta não se encontra em imponderabilidade, encontrando-se num estado de flutuação neutral¹. No NBL são colocados pesos ou flutuadores junto do fato espacial de forma a fazer do astronauta um flutuador neutral, o que o faz sentir como se estivesse no espaço flutuando sem gravidade.

Após saber se movimentar com o fato espacial, o astronauta aprende a executar as suas tarefas na sua actividade extraveicular envergando um usual fato de mergulho. Após passar esta fase inicial, o astronauta começa a praticar os mesmos procedimentos mas desta vez envergando o seu fato espacial extraveicular. Na piscina outros mergulhadores auxiliam o astronauta a movimentar-se até que este se habitue a mover-se com o fato extraveicular. O astronauta aprende também a manter-se imóvel numa determinada posição, pois

¹ Este termo, “flutuador neutral”, significa que um objecto não flutua para a superfície ou se afunda para o fundo da piscina.

um movimento mais forte no espaço e fará com que este flutue para longe da estação.

A fase seguinte verá o astronauta a aprender a utilizar as ferramentas que serão necessárias durante a saída para o espaço. O astronauta pratica todos os movimentos dezenas de vezes até que os execute correctamente. Ao contrário dos astronautas que auxiliam na montagem da ISS ou que tiveram de reparar o telescópio espacial Hubble, os membros das tripulações permanentes da ISS aprendem a levar a cabo muitas tarefas no exterior da estação para estejam preparados a reparar qualquer falha que possa surgir durante a permanência em órbita.

Os cosmonautas seguiram o regime normal de treinos e de preparação para a sua permanência a bordo da estação espacial internacional com visitas frequentes ao Centro Espacial Johnson (Houston – Texas) e ao Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin (Moscou).

A 5 de Dezembro de 2010 é anunciado que Pavel Vladimirovich Vinogradov, Alexander Alexandrovich Misurkin e Christopher John Cassidy, haviam sido seleccionados como membros da tripulação principal da Expedição 35/36 que seriam lançados a bordo da Soyuz TMA-08M servindo também como tripulação suplente da Soyuz TMA-06M. A 18 de Fevereiro de 2011 a NASA e os seus parceiros no programa da estação espacial internacional, divulgam os nomes de vários membros das futuras tripulações das expedições a bordo da estação espacial internacional, confirmando as nomeações dos três tripulantes da Soyuz TMA-08M.



Preparativos finais para o lançamento

Os preparativos do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-043), cujos componentes chegavam a Baikonur em Outubro de 2012, decorreram sem problemas no edifício MIK-112 que serve a Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) ‘Gagarinskiy Start’. O MIK-112 foi originalmente construído para o processamento dos foguetões lunares N-1 (instalações de processamento 11P591) e posteriormente do super-foguetão

Energia. As salas altas 3, 4 e 5 foram destruídas devido ao colapso do telhado em Maio de 2002, mas as salas 1 e 2 ficaram intactas. A Sala 1 é agora utilizada para a montagem e integração dos foguetões 11A511U Soyuz-U e 11A511U-FG Soyuz-FG, além da integração final dos veículos de carga Progress M-M e dos veículos tripulados Soyuz TMA-M. A Sala 2 é utilizada em três salas estereis para a *Starsem*, uma afiliada da *Arianespace*. Após a remoção dos diferentes componentes do lançador, estes foram inspeccionados e mais tarde procedeu-se à sua montagem em preparação para o lançamento.

Previsto para chegar a Baikonur no dia 12 de Janeiro de 2013, o veículo 11F732A47 n.º 708 que seria utilizado na missão Soyuz TMA-08M chegava ao cosmódromo no dia 17 de Janeiro². Após os usuais procedimentos alfandegários, o comboio foi transferido para a rede de caminhos-de-ferro do cosmódromo e transportado para o edifício de processamento, montagem e teste MIK da Área 254. Este edifício é utilizado para a integração e montagem dos veículos de carga Progress M-M, Soyuz TMA-M, preparação dos módulos russos para a ISS e preparação dos estágios superiores Blok-DM. Contém também uma sala estéril que foi utilizada para a preparação dos satélites de comunicações móveis Iridium e para a preparação dos satélites de comunicações Yamal, possuindo também uma câmara bática e térmica. O edifício é utilizado para os preparativos finais por parte dos cosmonautas (onde vestem os fatos pressurizados, etc.) e no seu exterior estes apresentam-se à Comissão Estatal (desde a missão Soyuz TM-28 em Agosto de 1998).



Após ser transportado para o MIK 254, o veículo 11F732A47 n.º 708 seria removido dos contentores de transporte nos dias seguintes, sendo colocado na plataforma de teste e processamento onde seria inspeccionado para atestar que não havia sofrido danos durante o transporte. Após a chegada ao cosmódromo, os testes na Soyuz TMA-08M incidiram sobre os painéis solares do veículo com os especialistas da Corporação RKK Energia e do Centro Espacial Yuzhny, subsidiário da empresa TsENKI, a realizarem inspecções para verificarem o seu correcto funcionamento. De seguida foram realizados testes ao sistema de aproximação e acoplagem Kurs no interior da câmara anecóica que começaram a 14 de

Fevereiro posteriormente a Soyuz TMA-08M foi colocada no interior da câmara de vácuo 17T523M onde foram executados os testes para a verificação da existência de fugas.



No dia 22 de Fevereiro de 2013, e de acordo com os cálculos levados a cabo pelo centro FGUP TsNIImash (ФГУП ЦНИИмаш), o Centro de Controlo de Voo (TsUP) de Korolev procedeu à correcção da órbita da estação espacial internacional utilizando o sistema de propulsão do veículo de carga Progress M-17M. Os motores do Progress M-17M foram accionados durante 276,7 segundos às 1034UTC, incrementando a velocidade da estação em 0,6 m/s e aumentando a altitude média em 1 km para os 409,66 km. Após esta manobra os parâmetros orbitais da ISS são: perigeu 406,63 km, apogeu 423,08 km, inclinação orbital 51,67°, período orbital 92,70 minutos. Esta correcção orbital foi necessária em preparação da chegada da Soyuz TMA-08M.

Nesta fase a tripulação da Soyuz TMA-08M já havia levado a cabo inúmeras sessões de treino de preparação para a missão. Estes treinos abrangem aspectos gerais a todas as missões, mas também aspectos particulares da Expedição 36/36. A 22 de Fevereiro, os membros russos das duas tripulações finalizaram os exames que atestaram as suas performances no controlo dos veículos Soyuz TMA-M.

Os exames finais das duas tripulações decorreram entre os dias 1 e 6 de Março no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. Devido ao facto de a Soyuz TMA-08M utilizar

² Союз ТМА-08М доставлен на пл. 254. Установлен в стенд. Расчеты приступили к выполнению работ согласно графику http://www.tsenki.com/news/news_tsenki/?ELEMENT_ID=97396

um esquema de aproximação rápida à ISS, os exames das duas tripulações foram divididos por quatro dias. No primeiro dia de exames (1 de Março) a tripulação suplente procedeu ao exame de treino no simulador da Soyuz TMA-M. Apresentando-se perante a comissão de avaliação, a tripulação procedeu posteriormente à obtenção do seu bilhete de exame que consistia na realização de procedimentos na ocorrência de um falso alarme de despressurização da cápsula, análise dos sensores de alarme de despressurização e activação do sistema de controlo de temperatura, falha no sistema de limpeza e filtragem da atmosfera interior da cápsula espacial, e mau funcionamento do sistema de medição de rádio do sistema Kurs. Todas estas contingências que estavam na folha de exame da tripulação, era desconhecidas e os procedimentos para a sua resolução foram elaborados no exame, servindo assim de formação. No exame os tripulantes procederam também à simulação do lançamento, separação do estágio Blok-I, e aproximação e acoplagem com a estação espacial internacional. O exame teve a duração de cerca de quatro horas semelhante a um voo real com a aproximação rápida à ISS. No final a tripulação obteve a classificação de 'excelente'.



No dia 4 de Março a tripulação suplente levou a cabo uma sessão de exame a bordo do simulador da Soyuz TMA-M durante o qual tiveram de resolver problemas relacionados com a falha do sistema de comunicações suplente durante a fase de pré-lançamento, falha da válvula de fornecimento de oxigénio ao módulo de descida, falha do sistema electrónico de medição do sistema Kurs, despressurização do módulo de descida a quando da separação da ISS, falha do sistema de gestão do computador central durante a descida, e falha do sistema de propulsão na fase de descida. No final do exame a tripulação foi classificada com 'excelente'.

Por seu lado, a tripulação principal levou a cabo uma sessão de exame no simulador da estação espacial internacional. Durante o treino a tripulação foi confrontada com o mau funcionamento sistema de comunicações com a perda de comunicação com o computador central da ISS, além de problemas no sistema de esgotos da ISS. O exame foi finalizado com uma simulação de um incêndio a bordo da ISS. No final do exame a tripulação foi classificada com 'Excelente'.

No dia 6 de Março decorreu o terceiro dia de exames de treino e qualificação das tripulações. A tripulação principal

levou a cabo desta vez uma sessão de exame no simulador da Soyuz TMA-M. A duração do treino foi muito próxima da duração real do voo, cerca de seis horas. No final do exercício a tripulação foi classificada como 'excelente'. Entretanto, a tripulação suplente levou a cabo uma sessão de exame a bordo do simulador da secção russa da ISS. No final a tripulação foi classificada com o valor de 4,97 (num máximo de 5).



A 7 de Março teve lugar no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin, uma conferência de imprensa com a tripulação principal e com a tripulação suplente da Soyuz TMA-08M. Antes da conferência de imprensa, Sergei Krikalev anunciou os resultados da Comissão Interdepartamental que recomendou a passagem à fase seguinte dos preparativos para o lançamento no Cosmódromo de Baikonur.

Após a apresentação por parte de Krikalev, passou-se a uma sessão de perguntas e respostas na qual os jornalistas presentes tiveram a oportunidade de falar com os cosmonautas e astronautas. A primeira questão colocada pelos jornalistas presentes na conferência de imprensa foi dirigida a Pavel Vinogradov e relacionou-se com a mascote que havia sido escolhida como indicador de gravidade. Vinogradov respondeu dizendo que não era a primeira vez que escolhia um urso de peluche branco que estará pendurado no interior do módulo de regresso. De seguida, Vinogradov focalizou-se nos aspectos da missão que irá levar a cabo, notando que está programada uma actividade extraveicular que será realizada com o cosmonauta Roman Romamenko.

Este passeio espacial servirá para a colocação no exterior de um conjunto de instrumentos que irão auxiliar no estudo do ambiente electromagnético em torno da ISS. Para além disto, Vinogradov descreveu as 42 experiências que estão programadas para a missão.

Os jornalistas questionaram ainda a tripulação da Soyuz TMA-08M sobre as razões por se terem tornado cosmonautas e astronautas. O Comandante da Soyuz TMA-08M referiu que como criança nos anos 60 e 70, viveu o início da Era Espacial. Na altura, para ele, o espaço era algo de transcendente e inatingível, porém quando era estudante os seus professores eram pessoas tão proeminentes como Vasili Mishin e Mikhail Tikhonravov que o influenciaram profissionalmente na sua decisão de se tornar cosmonauta. Por seu lado, Christopher Cassidy referiu que o homem que o influenciou a tornar-se astronauta foi o astronauta dos Estados Unidos, Bill Shepherd.

Por tradição, são entregues certificados registados aos cosmonautas que realizam o seu primeiro voo espacial, com Alexander Misurkhin a receber os seus certificados.



Após a conferência de imprensa as tripulações realizaram uma visita ao escritório de Yuri Gagarin no Centro de Treino de Cosmonautas e uma visita à Praça Vermelha.



Após ter sido adiado por 24 horas devido ao mau tempo, a Soyuz TMA-06M regressou à Terra no dia 16 de Março, com a aterragem a ter lugar pelas 0310UTC. Os tripulantes entraram na cápsula às 2025UTC do dia 15 de Março, encerrando a escotilha de seguida. A separação teve lugar às

2343UTC e a manobra de retrotravagem às 0213UTC do dia 16 de Março. A bordo da Soyuz TMA-06M encontravam-se Oleg Viktorovich Novitsky, Yevgeniy Igorevich Tarelkhin e Kevin Anthony Ford. Estes três homens fizeram parte da Expedição 33/34 a bordo da estação espacial internacional, tendo sido lançados para o espaço a 23 de Outubro de 2012. Os três homens permaneceram em órbita mais de 143 dias.

Finalizado o treino em Moscovo, era hora de as tripulações se dirigirem para o Cosmódromo de Baikonur. As tripulações chegaram a bordo de diferentes aviões (Tupolev Tu-154 e Tupolev Tu-134) no dia 16 de Março, com a tripulação principal a chegar em primeiro lugar ao cosmódromo onde foram recebidos pelos responsáveis da cidade de Baikonur e dos cosmódromo. À chegada o Comandante Pavel Vinogradov referiu a prontidão da sua tripulação para prosseguir o treino e executar a missão.



No dia 17 de Março a tripulação principal levou a cabo sessões de treino a bordo da Soyuz TMA-08M, tomando conhecimento da documentação de bordo e do conteúdo das cargas que serão lançadas a bordo, tendo também experimentado os respectivos fatos espaciais pressurizados Sokol-KV2 e os assentos individuais, realizaram uma adaptação inicial ao interior da cápsula espacial tomando conhecimento da documentação de bordo, e tomaram conhecimento das cargas que serão transportadas. No exterior do edifício experimentaram alguns equipamentos que poderão ser utilizados em situações de emergência (binóculos, telefone via satélite, etc.). Por seu lado, a tripulação suplente verificou os preparativos que estão a decorrer para o lançamento do veículo de carga Progress M-

19M que será lançado para a ISS a 22 de Abril de 2013. Entretanto, teve também lugar a cerimónia do içar das bandeiras em frente das instalações do hotel onde estão alojados os cosmonautas e astronautas.

Por seu lado, a Comissão Técnica tomou a decisão de proceder com o abastecimento da Soyuz TMA-08M com os gases de pressurização e os propelentes necessários para as suas manobras orbitais.



No dia 19 de Março a Soyuz TMA-08M já abastecida com os gases de pressurização e propelentes necessários para as suas manobras orbitais foi transportada de volta para as instalações de integração e montagem da Área 254 (MIK 254) onde seria submetida às operações de processamento finais.

No dia 20 de Março os especialistas da Corporação RKK Energia 'Sergei Korolev' procederam à acoplagem do compartimento de transferência com a secção inferior da cápsula espacial. Este compartimento permite a ligação física entre a cápsula espacial e o terceiro estágio do foguetão lançador.



A fim de preparar a órbita da estação espacial internacional para a chegada da Soyuz TMA-08M, o sistema de propulsão do veículo de carga Progress M-17M foi novamente utilizado para alterar os parâmetros orbitais da ISS. A manobra teve lugar às 0025UTC do dia 21 de Março e os motores do Progress M-17M foram accionados durante 673 segundos. Em resultado a velocidade da ISS foi aumentada em 1,5 m/s e a altitude média elevada em 2,6 km, chegando aos 410,4 km. Após esta manobra a ISS ficou colocada numa órbita com um

apogeu de 435,1km, perigeu de 403,8 km, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 92,72 minutos.

Os desenhadores e engenheiros da Corporação S.P. Korolev RSC Energia procederam à inspecção do veículo no dia 22 de Março e após assinarem o livro de procedimentos, autorizaram a colocação da cápsula no interior da carenagem de protecção 11S517A3 n.º E15000-063 do foguetão lançador.



Depois de ter sido inspecionada pelos especialistas da Corporação RKK Energia 'Sergei Korolev' e de ter sido colocada no interior da carenagem de protecção (constituindo assim o Módulo Orbital), a Soyuz TMA-08M foi inspecionada pelas duas tripulações que tiveram a oportunidade de entrar no interior do veículo no dia 23 de Março. No mesmo dia os membros da tripulação principal tiveram a oportunidade de observar os preparativos para o lançamento do veículo de carga Progress M-19M. Os tripulantes participaram também numa conferência de imprensa. Os jornalistas tiveram a oportunidade de manhã de conversarem com a tripulação durante uma conferência de imprensa. Ainda na manhã a tripulação levou a cabo uma simulação de uma acoplagem com a estação espacial internacional, levou a cabo sessões de exercício físico e treino no simulador de gravidade zero, além de jogarem bilhar e ténis de mesa. Pela tarde foi cumprida a tradição do plantar de uma árvore por cada tripulantes, uma tradição iniciada em 1961 por Yuri Gagarin, e continuou depois o seu treino.



No dia 24 de Março o Módulo Orbital foi transportado desde as instalações do edifício de montagem da Área 254 (MIK 254) para as instalações de integração e montagem do foguetão lançador na Área 112 (MIK 112). Aqui, o Módulo Orbital seria integrado com os estágios inferiores do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-043).



No dia 24 de Março o Módulo Orbital era então transportado para o edifício de integração e montagem do lançador na Área 112 no qual foi integrado com o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG no dia seguinte.



O processo de integração final do foguetão lançador é feito em várias fases. Após se colocar em posição, o estágio Blok-I é acoplado ao compartimento de transferência do módulo orbital que contém a cápsula espacial. De seguida, procede-se à colocação do sistema de salvamento de emergência ao mesmo tempo que se prepara a parte inferior do último estágio para a sua ligação com o Blok-A, o estágio central do lançador. Nesta altura já os quatro propulsores laterais de combustível líquido estão acoplados com o estágio central. Após a montagem do sistema de emergência, todo o conjunto é elevado por um guindaste pesado e deslocado alguns

metros, sendo colocado em posição e depois acoplado ao Blok-A.



A 25 de Março era também realizada uma reunião da Comissão Governamental e da Comissão Técnica que tomou a decisão de autorizar o transporte do foguetão para a plataforma de lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5). A reunião sumarizou os trabalhos de preparação do foguetão lançador, da cápsula espacial e da infra-estrutura de solo. A comissão escutou os relatórios dos gestores e dos gestores técnicos sobre os testes e os preparativos, além da prontidão em se levar a cabo a missão. O foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-043) foi transportado para a plataforma de lançamento no dia 26 de Março pelas 0100UTC. Tal como acontece com esta família de lançadores, o seu transporte para a plataforma de lançamento é levado a cabo na horizontal sobre um vagão de

caminho de ferro especialmente equipado com um sistema pneumático que segura o foguetão e o coloca na posição vertical sobre o fosso das chamas na plataforma de lançamento. Desse comboio faz também parte uma carruagem com o sistema de ar condicionado e outros sistemas. Após ser colocado na plataforma PU-5 deu-se início ao primeiro dia de actividades de preparação para o lançamento. No mesmo dia é levada a cabo uma reunião da Comissão Governamental que aprova em definitivo a constituição da tripulação principal da Soyuz TMA-08M, tomando também a decisão de se prosseguir com os preparativos para o lançamento do foguetão Soyuz-FG.



Ao contrário do que aconteceu com o lançamento da Soyuz TMA-06M mas tal como aconteceu com o lançamento da Soyuz TMA-07M, este lançamento teve lugar a partir da

plataforma PU-5. De notar que o lançamento da Soyuz TMA-06M serviu para a Roscosmos verificar os novos sistemas instalados no complexo de lançamento para os voos tripulados. Em 2014 estão previstas obras de modernização do complexo de lançamento LC1 (17P32-5) com a Plataforma de Lançamento PU-5 'Gagarinskiy Start'. Estas obras de modernização irão permitir a utilização daquele complexo para o lançamento dos foguetões 14A14 Soyuz-2. Durante as futuras obras de modernização, todos os lançamentos tripulados serão realizados a partir do Complexo de Lançamento LC31.

Após os técnicos terem terminado os trabalhos de colocação do lançador na plataforma de lançamento e de procederem à ligação de todas as condutas de fornecimento de propelentes, gases de pressurização e de fornecimento eléctrico, tiveram lugar vários testes ao veículo sendo também realizada uma simulação do lançamento. Tendo em conta os resultados dos testes e simulações foi decidido prosseguir com os trabalhos de preparação para o lançamento.



O dia 27 foi utilizado pelas tripulações para seleccionar os itens pessoais que iriam levar na missão e realizaram treinos físicos de preparação para o lançamento. Como parte das muitas tradições que são levadas a cabo antes de cada missão, o reitor da capela de S. Jorge – O Vitorioso, padre Sergius, abençoou o foguetão lançador da Soyuz TMA-08M na plataforma de lançamento. Estas bênçãos foram iniciadas desde 1998 após o fim da União Soviética. Neste dia teve lugar uma nova reunião da Comissão Estatal para o lançamento da Soyuz TMA-08M durante a qual se deu a aprovação da tripulação principal e suplente. A reunião teve

lugar nas instalações do Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin' no Cosmódromo de Baikonur e foi presidida pelo Presidente da Agência Espacial Russa, V. A. Popovkin. Na reunião foram analisados todos os relatórios sobre os preparativos das tripulações para o lançamento da Soyuz TMA-08M e no final da reunião foi decidido confirmar a nomeação da tripulação principal para a missão. Os membros das duas tripulações referiram também a sua prontidão para executar a missão. A comissão deu também luz verde para se iniciar o abastecimento e para se levar a cabo lançamento à hora prevista.



Após a sua aprovação por parte da Comissão Estatal, a tripulação da Soyuz TMA-08M participou numa conferência de imprensa na qual respondeu a várias questões colocadas pelos jornalistas presentes. As questões debruçaram-se sobre

os trabalhos que a tripulação irá levar a cabo em órbita, bem como as experiências que iriam realizar.

A seis horas do lançamento a tripulação da Soyuz TMA-08M deixou as instalações do Hotel Cosmonauta onde esteve albergada, juntamente com a tripulação suplente, desde que chegara ao cosmódromo. Aplaudidos pelos familiares e amigos, a tripulação entrava no autocarro que os levaria às instalações do edifício MIK 254 onde envergariam os fatos espaciais Sokol-KV2 bem como um fato de protecção térmica especial que foi desenhado para proteger os cosmonautas antes do lançamento das condições gélidas de Baikonur. Após envergarem os seus fatos pressurizados, a tripulação dirige-se para o exterior das instalações do MIK 254 onde se normalmente se apresentariam à Comissão Estatal e de seguida entrariam para o autocarro que os levaria até à plataforma de lançamento. Porém, e tal como já avia acontecido as missões anteriores, esta apresentação seria feita após chegarem à plataforma de lançamento. Após deixar o edifício, a tripulação entrou de novo no autocarro que os levaria para a plataforma de lançamento. Entretanto, a Comissão Estatal que supervisiona os preparativos para o lançamento da Soyuz TMA-08M, deu luz verde para o abastecimento do foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG após ter recebido os relatórios dos responsáveis pelos preparativos para o lançamento.



Entretanto, a contagem decrescente final para o lançamento teve início pelas 1243UTC do dia 28 de Março (T-8h), iniciando-se as verificações dos sistemas do lançador. As baterias internas para o fornecimento de energia foram instaladas no foguetão lançador às 1443UTC e pelas

1543UTC a Comissão Estatal dava a luz verde para o prosseguimento das operações de lançamento (por esta altura a tripulação chegava às instalações do MIK 254). A verificação dos sistemas do lançador e do veículo tripulado tem lugar pelas 1543UTC, enquanto que decorria a revisão dos procedimentos de abastecimento do foguetão lançador (1623UTC). O abastecimento do foguetão inicia-se às 1643UTC e às 1743UTC era finalizado o abastecimento de oxigénio líquido ao primeiro e segundo estágio do foguetão Soyuz-FG.



Deixando as instalações do MIK 254, a tripulação chega à plataforma de lançamento pelas 1810UTC, apresentando-se então às delegações presentes e de seguida entrava no elevador que lhes daria acesso à câmara de entrada na cápsula espacial, ingressando depois na Soyuz TMA-08M

(1818UTC). A escotilha de acesso ao interior da nave espacial é encerrada às 1843UTC e a verificação final dos sistemas do módulo de descida tem início pelas 1858UTC ao mesmo tempo que se procede à activação dos giroscópios, iniciando-se o fluxo de ar para os fatos espaciais pressurizados, procedendo-se à pressurização da Soyuz TMA-08M e dando-se início à verificação final dos sistemas do lançador. Às 1913UTC é verificada a pressão na escotilha que separa o módulo de descida do módulo orbital. Nesta altura a tripulação activa o sistema de comunicações.



O sistema de orientação inercial do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG foi activado às 1943UTC e nesta altura inicia-se a evacuação da área da plataforma de lançamento PU-5. O programa de voo é carregado nos computadores de bordo às 1958UTC ao mesmo tempo que é baixada a estrutura de serviço que contém o compartimento de acesso à cápsula espacial. Pelas 2003UTC estavam finalizados os testes dos sistemas do módulo de descida da Soyuz TMA-08M ao mesmo tempo que se iniciam os testes de pressurização dos fatos Sokol. O sistema de comando de lançamento é activado às 2013UTC, bem como o sistema de emergência. As duas metades da torre de serviço são então colocadas na posição de lançamento pelas 2018UTC. Os testes de pressurização dos fatos da tripulação são finalizados pelas 2028UTC, na mesma altura em que se completa a evacuação da plataforma de lançamento. Nesta fase o sistema de emergência é colocado em modo automático. Pelas 2033UTC os sistemas de orientação inerciais são colocados em modo de voo e os gravadores de bordo são activados pela tripulação. Estes

gravadores irão registar todos os dados telemétricos do veículo bem como as conversações entre os cosmonautas e com o Centro de Controlo de Voo em Moscovo (TsUP). A sequência automática de lançamento é activada a T-6m 15s (2037:05UTC) com o complexo de lançamento e todos os sistemas da Soyuz TMA-08M e do foguetão lançador a serem declarados prontos para o lançamento a T-6m (2037:20UTC). Nesta altura a ‘Chave de Lançamento’ é entregue ao Director de Lançamento. Os sistemas de telemetria de bordo e do solo são activados a T-5m (2038:20UTC) com os sistemas de bordo a serem transferidos para o controlo de bordo. Os sistemas de controlo do Comandante da Soyuz TMA-08M são activados ao mesmo tempo que é introduzida no *bunker* de controlo a chave de lançamento. Por esta altura a tripulação começa a consumir o ar proveniente dos fatos pressurizados ao encerrar as viseiras dos seus capacetes.



A T-3m 15s (2040:05UTC) deu-se a purga com nitrogénio das câmaras de combustão dos motores do primeiro e do segundo estágio. A energia do mastro umbilical para o 3º estágio é desligada a T-2m 40s (2040:30UTC) e cinco segundos depois dá-se início à pressurização dos tanques de propelente do foguetão lançador (2040:35UTC). A T-2m 30s (2040:40UTC) são activados os sistemas de medição de bordo e é iniciada a pressurização de todos os tanques do lançador com nitrogénio. As válvulas de fornecimento, drenagem e de segurança dos tanques do lançador são encerradas a T-2m 15s (2040:55UTC) ao mesmo tempo que se termina com o abastecimento de oxigénio e nitrogénio.

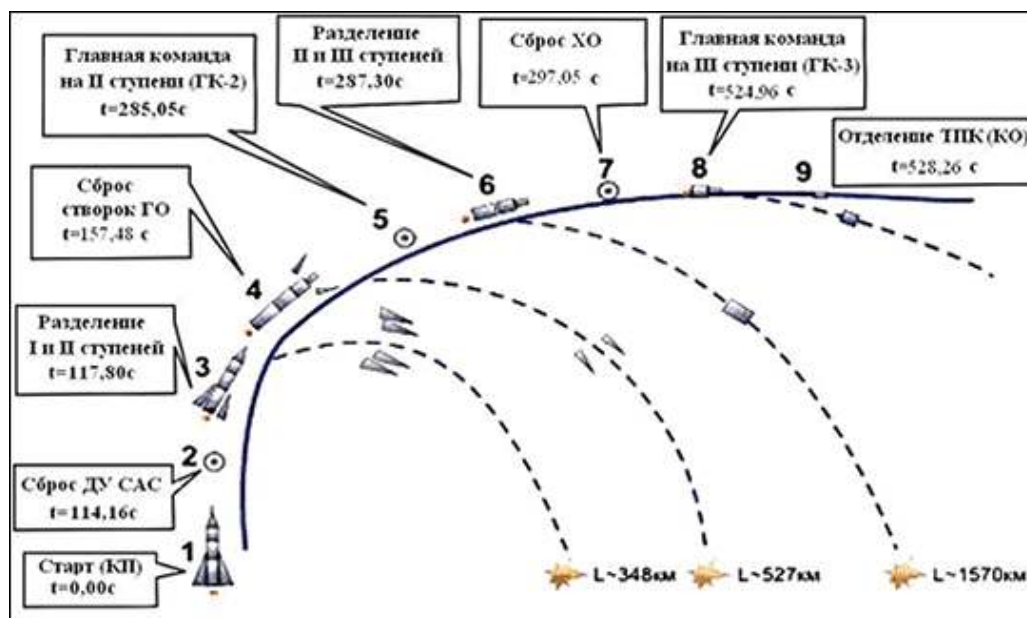
Às 2042:20UTC (T-1m) o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG começa a receber energia das suas próprias baterias, dando-se início à sequência automática de lançamento. Nesta altura é separada a primeira torre umbilical conectada ao lançador. O segundo braço umbilical para fornecimento de energia ao terceiro estágio separa-se do lançador às 2042:40UTC. A ‘Chave de Lançamento’ é colocada na posição de lançamento às 2043:00UTC, iniciando assim o sequenciador automático, entrando em ignição os motores do primeiro (propulsores laterais) e segundo estágio, atingindo um nível de força intermédio. O segundo mastro umbilical separa-se do lançador às 2043:05UTC e as turbo-bombas dos motores a funcionam à velocidade de voo a T-10s (2043:10UTC). Os motores do primeiro estágio atingem a força máxima às 2043:15UTC com o veículo a abandonar a plataforma de lançamento e os quatro mastros de suporte do veículo a deslocarem-se para a posição de segurança pelas 2043:20,288UTC.





A tabela mostra os tempos dos diferentes acontecimentos durante o lançamento. O impacto no solo do sistema de emergência tiver lugar na Área n.º 16 localizada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão. O sistema de emergência tem uma massa de 1.935 kg. O impacto no solo terá ocorrido a 47° 18' N – 67° 14' E. O impacto no solo dos propulsores que constituíram o primeiro estágio teve lugar na Área n.º 49 localizada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão, a uma distância de cerca de 348 km. A carenagem de protecção acabou por cair na Área n.º 69 localizada no Distrito de Karaganda a uma distância de cerca de 527 km, enquanto que o segundo estágio impactou nas Áreas n.º 306 e 307 localizada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este (Cazaquistão), a uma distância de cerca de 1.570km. A secção de ligação entre o 2º e o 3º estágio acabou por impactar na Área n.º 309 localizada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este (Cazaquistão).

Fase do lançamento	Tempo (m:s)	Hora (UTC)
Ignição	0	2043:20,29
Separação do sistema de emergência	1:54,16	2045:14,45
Final da queima e separação do 1º estágio	1:57,80	2045:18,09
Separação da carenagem de protecção	2:37,48	2045:58,37
Final da queima do 2º estágio	4:45,05	2048:05,94
Separação do 2º estágio / ignição do 3º estágio	4:47,30	2048:08,19
Separação da grelha de ligação 2º / 3º estágio	4:57,05	2048:17,94
Final da queima do 3º estágio	8:44,96	2052:05,85
Separação da Soyuz TMA-06M	8:48,26	2052:09,15



Após se separar do terceiro estágio do foguetão lançador, a Soyuz TMA-08M ficou colocada numa órbita com um apogeu a 246,76 km, perigeu a 200,76 km, inclinação orbital de 51,68° e período orbital de 88,69 minutos.

Para chegar à estação espacial internacional a Soyuz TMA-08M iria realizar várias manobras em órbita. As duas

primeiras manobras seriam realizadas logo após a separação do terceiro estágio do foguetão lançador, com os dados balísticos a serem introduzidos pelos cosmonautas no computador de bordo TsVM-101 de forma manual antes do lançamento. Na segunda órbita, novos dados seriam transmitidos a partir do solo sendo automaticamente introduzidos no computador de controlo e utilizados nas manobras orbitais subsequentes e que seriam realizadas antes da aproximação final à ISS.

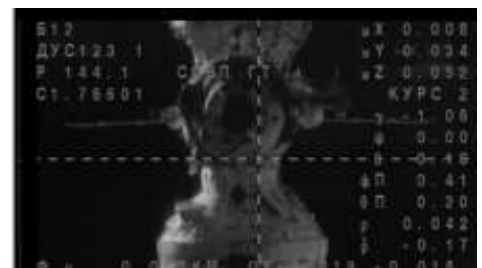
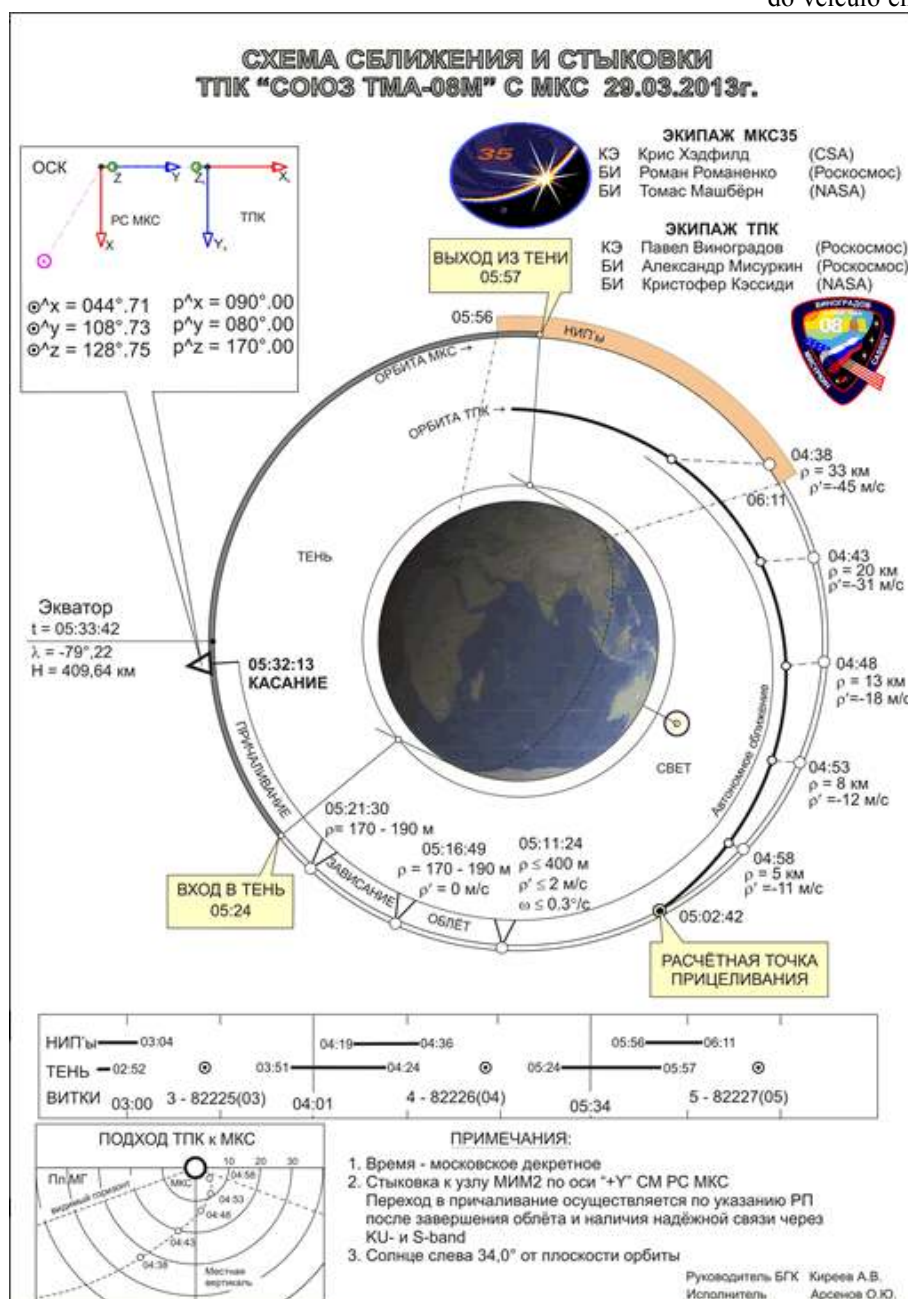
Na altura em que a Soyuz TMA-08M entrava em órbita terrestre, a ISS encontrava-se numa órbita com um apogeu a 434,20 km de altitude, um perigeu a 405,79 km de altitude, uma inclinação orbital de 51,63° e período orbital de 92,71 minutos. A Soyuz TMA-08M iniciava então uma «perseguição» de cerca de seis horas à estação espacial internacional ao longo das quais eram executadas algumas manobras orbitais que alteram os parâmetros da órbita do veículo tripulado.

Após entrar em órbita terrestre os tripulantes executam várias tarefas para preparar o veículo para o voo orbital. Estas tarefas iniciam-se com a abertura automática dos painéis solares e das antenas de comunicações. De seguida procede-se com a pressurização dos tanques de propelente, com o enchimento dos distribuidores e a sonda de acoplamento é colocada em posição. Os cosmonautas podem agora ter acesso ao módulo orbital da Soyuz TMA-08M mas primeiro verificam que não existe qualquer fuga de ar entre esse módulo e o módulo de regresso onde se encontram. Entretanto, são também levados a cabo outros testes automáticos tal como acontece com o auto-teste do sistema de encontro e acoplamento KURS. Os sensores angulares BDUS são também testados e a cápsula é colocada na atitude apropriada em órbita ao mesmo tempo que é colocada numa lenta rotação sobre o seu eixo longitudinal para evitar o aquecimento excessivo de um dos seus lados (após ser testado o sistema de controlo rotacional manual). Após se verificar que não existem fugas entre o módulo orbital e o módulo de descida, a tripulação pôde então entrar no módulo orbital e despir os seus

fatos pressurizados. Em antecipação das duas primeiras manobras orbitais, a cápsula espacial recebe então os dados relativos às queimas que o seu motor terá de efectuar. Entretanto, a tripulação activa o sistema de purificação de ar SOA no interior do módulo orbital ao mesmo tempo que desactiva esse sistema no módulo de descida.



A Soyuz TMA-08M executaria várias manobras orbitais aproximando a sua órbita da órbita da ISS com a qual iria acoplar no módulo Poisk. A primeira manobra teria lugar às 2125:32UTC (1ª órbita) com o motor da Soyuz TMA-08M a ser activado durante 60,1 segundos e alterando a velocidade do veículo em 24,02 m/s. Após esta manobra a cápsula ficaria numa órbita com um apogeu a 282,08 km, perigeu a 223,53 km, inclinação orbital de 51,65° e período orbital de 89,46 minutos. A segunda manobra teria lugar às 2205:35UTC (2ª órbita) com o motor da cápsula a ser activado durante 33,4 segundos e alterando a velocidade do veículo em 13,18 m/s. No final desta manobra a Soyuz TMA-08M encontrava-se numa órbita com um apogeu a 287,80 km, um perigeu a 267,51 km, uma inclinação orbital de 51,66° e período orbital de 89,92 minutos. A terceira manobra seria realizada às 2246:44UTC (2ª órbita), com o motor da Soyuz TMA-08M a ser activado durante 18,3 segundos e alterando a velocidade do veículo em 7,00 m/s, ficando numa órbita com um apogeu a 305,69 km, perigeu a 267,54 km, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 90,16 minutos. Finalmente, a quarta manobra seria realizada às 2316:41UTC (2ª órbita), com o motor da Soyuz TMA-08M a ser activado durante 18,3 segundos e alterando a velocidade do veículo em 7,00 m/s, ficando numa órbita com um apogeu a 321,25 km, perigeu a 285,15 km, inclinação orbital de 51,64° e período orbital de 90,41 minutos.



A acoplagem com o módulo Poisk teve lugar às 0228:23UTC do dia 29 de Março após um voo com uma duração de 5 horas 45 minutos e 2 segundos, com a escotilha da Soyuz TMA-08M a ser aberta às 0422UTC. Os três novos elementos juntavam-se à tripulação da Expedição 35 como Engenheiros de Voo. Estas posições manter-se-ão até ao regresso da Soyuz TMA-07M que irá transportar Roman Romanenko, Thomas Marshburn e Chris Hadfield (Comandante da ISS) de volta para a Terra. O regresso está previsto para ter lugar a 14 de Maio de 2013.

O programa científico da Expedição 35/36

Durante a sua permanência a bordo da ISS a Expedição 35/36 levará a cabo um programa científico que constará de 504 sessões baseadas em 49 experiências, das quais 47 foram iniciadas em incrementos anteriores e 2 (Kontrol e Obstanovka) são novas.

Para a implementação deste programa de pesquisa científica é necessário o transporte de 194,65 kg de carga científica, dos quais 14,63 kg foram transportados a bordo da Soyuz TMA-08M; 1,23 kg serão transportadas a bordo da Soyuz TMA-09M; 25,85 kg serão transportados pela Progress M-19M; e 152,94 kg serão transportados a bordo do cargueiro Progress M-20M. Os resultados científicos serão trazidos de volta para a Terra pelos veículos tripulados, esperando-se que se obtenha um total de 27,34 kg de resultados (18,39 kg são trazidos pela Soyuz TMA-07M e 8,95 kg são trazidos pela Soyuz TMA-08M). O programa científico requer um consumo contínuo de até 181W com uma média diária de 204W.

O programa científico requer um total de 214 horas e 5 minutos do tempo da tripulação russa em órbita na fase da Expedição 35 (deste total 70 horas 35 minutos serão dispensados por Roman Romanenko, 63h 5m por Pavel Vinogradov e 80 horas 25 minutos por Alexander Misurkin) e um total de 340 horas 50 minutos serão dispensados na fase da Expedição 35 (116h 15m por Pavel Vinogradov, 123 horas 50 minutos por Alexander Misurkin e 100 horas 45 minutos por Fyodor Yurchikin).

Os resultados serão entregues aos investigadores principais através de kits de amostras (44), dispositivos de dados electrónicos (68), dados telemétricos (58,3 Gbyte) e em registos de bordo (2).

Quadro de Experiências por Área de Investigação

Área de Pesquisa	Experiências
Ciências da Vida	Vzaimodeystviye, Immuno, Sprut-2, Chromato-Mass Spectr M, Poligen, Biorisk, Plazmida
Tecnologia Espacial e Ciências dos Materiais	Kristallizator, Plasma Crystal
Biotecnologia espacial	Lactolen, ARIL, Conjugation, Biodegradatsia, Bioemulsia, Kaskad, Membrana, Aseptik, BIF, Bacteriofag, Structura, Konstanta, Kaltsiy, E-NOSE
Deteção remota de recursos terrestres	Seyner, Ekon-M
Pesquisa Geofísica	Relaksatsia, Uragan, Vsplesk, Microsatellite, Molniya-Gamma, Radar-Progress, Obstanovka
Pesquisa Tecnológica	Identifikatsiya, SLS, Sreda-MKS, VIRU, Vizir, Vynoslivost, Albedo, Vector-T, Isgib, Test, Bar, Kontrol
Pesquisa dos Raios Cósmicos	BTN-Neutron, Matryoshka-R
Programas educacionais e humanitários	Kulonovskiy Kristall, MATI-75, Great Start

As experiências do programa científico da Expedição 29/30

- Ciências da Vida**

Vzaimodeystviye – estudo das leis comportamentais de um pequeno grupo ao longo de um voo espacial de longa duração. Estudo do impacto das diferenças pessoais, culturais e nacionais na percepção mútua dos membros da tripulação e da estrutura de grupo. Estudo da dinâmica da auto-percepção dos membros da tripulação em situações de stress durante as diferentes fases do voo espacial de longa duração. Estudo da dinâmica de grupo ao longo do voo espacial de longa duração.

Immuno – investigação das alterações neuroendócrinas e imunológicas antes, durante e após um voo espacial na ISS.

Sprut-2 – estudo da dinâmica da composição do organismo e distribuição dos meios líquidos do organismo humano num voo espacial de longa duração para avaliação dos mecanismos de adaptação e melhoria das medidas para prevenir os efeitos adversos da ausência de peso.

Chromato-Mass Spectr M – investigação da aplicação prática do estudo do estado microbiológico humano utilizando a espectrografia cromatográfica de massa para a manutenção médica em voo espacial.

Poligen – estudo das correlações entre os parâmetros de adaptabilidade das populações de *Drosophila melanogaster* e a sua estrutura genética, bem como a procura de critérios de identificação de organismos vivos mantendo a máxima resistência possível ao ambiente do voo espacial.

Biorisk – acomodação e exposição de amostras passivas de materiais estruturados e de sistemas de substratos de microrganismos no interior do módulo de serviço da ISS.

Plazmida – investigação dos efeitos da microgravidade nos níveis de transferência e mobilização de plasmídeos bacterianos.

- **Tecnologia Espacial e Ciências dos Materiais**

Kristallizator – estudo dos processos físicos da cristalização de proteínas para a produção de mono cristais perfeitos de proteínas em estruturas que possam ser utilizadas em análises estruturais por raios-x; estudo de filmes de biocristais de solução volumétrica em substratos utilizando o efeito epitaxial artificial; desenvolvimento de hardware de nova geração e de novas técnicas para cristalizar uma grande quantidade de proteínas para a aplicação em Biologia, Medicina, Farmacologia e Micro electrónica.

Plasma Crystal – Estudos de fenómenos físicos em cristais de plasma a diferentes níveis de pressão de um gás inerte e diferentes energias de um gerador de alta frequência num ambiente de microgravidade.

- **Biotecnologia espacial**

Lactolen – determinação dos efeitos do voo orbital no crescimento, genética e propriedades fisiológicas da estirpe produtora do lactolen.

ARIL – determinar os efeitos numa amostra de culturas do ambiente microbial, seu movimento no campo geomagnético e exposição à radiação espacial.

Conjugation – desenvolvimento de métodos para o desenho de novas estirpes recombinantes que são essenciais para as medicinas proteicas através da conjugação de bactérias e técnicas de mobilização de plasmídeos durante o voo espacial.

Biodegradatsia – investigação dos estágios iniciais de colonização das superfícies de diversos materiais por microrganismos nos compartimentos pressurizados da ISS.

Bioemulsiya – desenvolvimento de tecnologias de estado moderado para a produção de biomassa de microrganismos e substâncias biologicamente activas para proporcionar uma produção altamente eficiente e ecologicamente seguras de preparados médicos, de bactérias, fermentos.

Kaskad – investigação do cultivo de células de microrganismos, de animais e humanas em condições de microgravidade para obter a biomassa concentrada com um alto conteúdo de células proporcionando um aumento de substâncias bioactivas alvo.

Membrana – produção de materiais poliméricos porosos, nomeadamente elementos de filtragem, membranas e sorventes, tendo um alto grau de homogeneidade estrutural dos poros quando são utilizados em processos de separação de misturas complexas de macromoléculas.

Aseptik – determinação da fiabilidade experimental e avaliação da efectividade desenvolvida na fase de preparação no solo para proporcionar condições assépticas para experiências biotecnológicas no voo espacial tripulado.

BIF – destinada a revelar as características do metabolismo e morfologia de diferentes fenótipos de uma estirpe de bifidobactérias causada pelas condições e microgravidade para produzir probióticos com os factores biomédicos aumentados e eficiência de produção aumentada.

Bacteriophage – estudo de como os factores do voo espacial afectam as características genéticas, médicas e de diagnóstico.

Struktura – estudo dos processos físicos da cristalização de proteínas para a obtenção de proteínas mono cristais perfeitas e possíveis de serem utilizados para a análise estrutural por raios-x, e identificação da sua estrutura nos interesses das ciências fundamentais, medicina e biotecnologia.

Konstanta – identificação dos efeitos do ambiente do voo espacial na actividade de um modelo de um agente enzimático em relação a um zimolito específico.

Kaltsiy – experiência destinada a revelar a possível causa da destruição homeostática no organismo humano que se manifesta da desmineralização do tecido ósseo.

E-NOSE – Estudo da contaminação microbial de materiais em uso na ISS por meio de um novo método proximativo para registo quantitativo de microrganismos e identificação específica de forma a assegurar a segurança do habitat microbial em voos espaciais de longa duração.

- **Deteccção remota dos recursos terrestres**

Seyner – teste dos procedimentos dos suportes de informação para as tripulações no segmento russo da ISS em condições reais para operações de pesquisa científica e de pesca levadas a cabo por embarcações nacionais e estrangeiras.

Ekon-M – determinação das possibilidades de se obter informação on-line documentada durante a visualização utilizando instrumentos por parte da tripulação utilizando dispositivos ópticos num voo espacial de longa duração a partir do segmento russo da estação espacial internacional para determinar os efeitos ecológicos das actividades industriais no território da Federação Russa e em outros países.

- **Pesquisa Geofísica**

Relaksatsia – tem como objectivo o estudo das reacções químicas luminescentes e dos fenómenos ópticos atmosféricos que ocorrem durante a interacção a alta velocidade entre os produtos da exaustão dos motores a jacto e a alta atmosfera terrestre, além de estudar os fenómenos ópticos que têm lugar durante a reentrada de corpos na alta atmosfera terrestre e as suas propriedades no ultravioleta.

Uragan – observação e registo do desenvolvimento de fenómenos catastróficos identificados a partir da ISS e desenvolvimento de critérios de classificação e resolução de indicações de fenómenos catastróficos.

Vsplesk – estudo dos fenómenos sísmicos e dos fenómenos que ocorrem na crosta terrestre, na magnetosfera, na ionosfera e Cintura de Van Allen, e estudo da natureza física dos efeitos sísmicos no espaço próximo da Terra, bem como determinação da possível previsão de terramotos ao se analisar emissões de partículas de alta energia no espaço próximo da Terra.

Microsatellite – investigação dos processos físicos durante as descargas eléctricas atmosféricas ocorridas nas tempestades tendo por base as observações do satélite Chibis-M.

Molniya-Gamma – investigação das emissões atmosféricas de raios gama e de radiação óptica em condições de actividade de tempestades e verificação excepcional da natureza das descargas atmosféricas (Sprit e Jet) previstas pela teoria segundo a qual estes fenómenos são uma quebra em altitude de electrões em movimento.

Radar-Progress – não existem informações sobre esta experiência.

Obstanovka – organização e apoio da monitorização ecológica electromagnética de baixa frequência de distúrbios ambientais tendo por base instalações e equipamentos.

- **Pesquisa Tecnológica**

Identifikatsiya – identificação das cargas dinâmicas na ISS quando diferentes operadores dinâmicos estão a funcionar na estação, nomeadamente a quando da acoplagem, correcções orbitais, execução de exercícios físicos, actividades extraveiculares, etc. Investigação das condições de micro aceleração com o intuito de determinar os níveis de micro aceleração nas áreas que envolvem experiências tecnológicas e determinação dos níveis inadmissíveis.

SLS – desenvolvimento de instrumentos e demonstração de procedimentos russos para a recepção e transmissão de dados através de uma linha de laser espacial.

Sreda-MKS – estudo das características dinâmicas da ISS; determinação de parâmetros que definam a localização de dispositivos científicos e sensores de atitude em relação às deformações da fuselagem da estação espacial; determinação dos parâmetros dos distúrbios magnéticos e micro gravíticos a bordo da estação espacial.

VIRU – aumentar a eficiência do treino e realização de experiências espaciais por operadores através da utilização de manuais 3D (manuais virtuais) a bordo da ISS. Desenvolvimento de conceitos metódicos para criar manuais virtuais e sua utilização a bordo da ISS

Vizir – desenvolvimento de equipamento ultra sónico de medição de ângulos e métodos de estimativa da atitude espacial do eixo de uma óptica no momento de realização de uma fotografia.

Vynoslivost – identificação dos efeitos dos factores de ambiente espacial na tensão, força e fadiga de amostras de materiais expostas.

Albedo – desenvolvimento de métodos de numeração da radiação solar reflectida na Terra do sistema de abastecimento de energia da ISS.

Vector-T – desenvolvimento de procedimentos para a previsão dos movimentos da ISS, métodos de registo dos sistemas de orientação e controlo.

Izgib – determinação do ambiente gravitacional da ISS.

Test – análises químicas, toxicológicas e microbiológicas de amostras obtidas a partir da superfície externa da camada de isolamento do corpo pressurizado da ISS.

Bar – desenvolvimento de um processo para detectar sinais físicos de fugas de ar nos módulos da ISS.

Kontrol – criação de uma base de dados da atmosfera da secção russa da ISS dependendo do voo orbital.

- **Pesquisa dos Raios cósmicos**

BTN-Neutron – clarificação dos modelos de radiação existentes em órbita.

Matryoshka-R – investigação da situação dinâmica radiológica no Módulo de Serviço e no Módulo de Acoplagem, bem como medição das doses acumuladas de radiação em modelos antropomórficos e esféricos. Melhoramento dos métodos de dosimetria espacial e avaliação do impacto da radiação no organismo dos tripulantes da estação espacial durante a variação orbital da dinâmica da situação radiológica (utilização de um manequim equipado com uma série de sistemas e dispositivos cilíndricos contendo detectores passivos).

- **Projectos educacionais e humanitários**

Kulonovskiy Kristall – recepção de informação de vídeo do comportamento dinâmico e de estruturas formadas por partículas diamagnéticas numa armadilha magnética; investigação dos processos de formação das seguintes micro partículas electricamente carregadas: meios de poeira condensada, cristais de Coulomb e líquidos de Coulomb.

MAI-75 – organizar linhas de comunicação entre utilizadores no solo e os recursos de informação na ISS; utilizar protocolos de Internet standard para obter recursos de informação na ISS; incluir um perfil aeroespacial de recursos de telecomunicações recepcionado durante a experiência no processo de treino para instituições de educação superior.

Great-Start – pesquisa e demonstração educacional dos feitos da cosmonáutica tripulada em honra do 50º aniversário do primeiro voo espacial tripulado.



O emblema da missão Soyuz TMA-08M



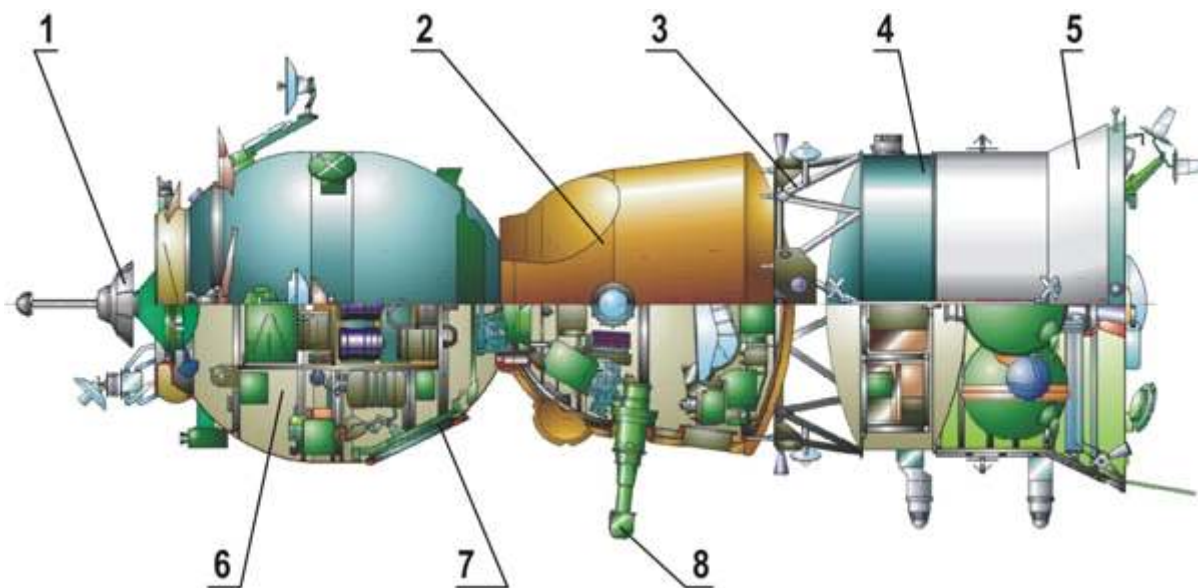
O emblema da Soyuz TMA-08M foi desenhado por Erik van der Hoorn e Jorge Cartes, a partir de sugestões de Pavel Vinogradov e da sua tripulação. O emblema foi aprovado pela tripulação a 11 de Maio de 2012, sendo depois aprovada pela Roscosmos e pelo TsPK a 7 de Setembro.

A Soyuz TMA-M e o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

Veículo Soyuz TMA-M (11F732A47 - 11Ф732А47)

A Soyuz TMA (Союз ТМА-М - Транспортный Модифицированный Антропометрический Модернизированный) surge como uma versão melhorada da Soyuz TMA. As modificações introduzidas na nova versão têm como função:

- Substituir os dispositivos de orientação, navegação e sistemas de controlo de bordo, além do sistema de medição, por dispositivos desenvolvidos tendo como base novas tecnologias electrónicas e digitais, e um novo software;
- Prolongar as capacidades funcionais do veículo tendo em conta o controlo dos sistemas de bordo a partir dos computadores de bordo e proporcionar uma integração mais profunda com os computadores da ISS quando na utilização de um canal de transmissão multiplex;
- Aumentar as capacidades de carga através de uma redução de massa dos sistemas de bordo.



1 – sistema de acoplagem; 2 – módulo de descida; 3 – compartimento de transferência; 4 – módulo de instrumentação; 5 – módulo de serviço; 6 – módulo habitacional; 7 – escotilha de aterragem; 8 – periscópio. Imagem: RKK Energia

Modificações

Cinco novos dispositivos com uma massa total de cerca de 42 kg (em vez de seis dispositivos com uma massa total de cerca de 101 kg) foram instalados no sistema de controlo, orientação e navegação. Neste caso, o consumo de energia é reduzido até 105 W (em vez de 402W).

É utilizado um computador central (TsVM-101 - ЦВМ-101 цифровая вычислительная машина - com uma massa de 8,3 kg em vez do velho Árgon-16 com uma massa de 70 kg) com novo dispositivo de interface com uma massa total de cerca de 26 kg e um consumo energético de 80 W como parte das modificações ao sistema de controlo, orientação e navegação. A capacidade do computador central é de 8 M operações por segundo, a capacidade da memória RAM é de 2.000 kB. A capacidade operacional é consideravelmente aumentada. O sistema de telemetria analógico utilizado anteriormente foi também substituído por um novo sistema de telemetria designado MBITS (МБИТС модернизированная бортовая информационно-телеметрическая система).

No sistema de medição de bordo (SOTR - СОТР система обеспечения теплового режима) são instalados 14 novos dispositivos com uma massa de cerca de 28 kg (em vez de 30 dispositivos com uma massa de cerca de 70 kg), tendo o mesmo fluxo de dados. É reduzido o consumo de energia do sistema de medição de bordo: no modo de transmissão directa de telemetria até cerca de 85 W (em vez de 115W); no modo de gravação até cerca de 29W (em vez de 84W) e nos modos de reprodução até cerca de 85 W (em vez de 140W).

As modificações no sistema de controlo térmico (SOTR) incidiram no controlo termoestático líquido dos dispositivos do sistema de controlo, orientação e navegação, é proporcionado ao se instalar três placas de arrefecimento no módulo de instrumentação do veículo; no circuito de arrefecimento do sistema de controlo térmico foi modificado para ligar as placas de arrefecimento para proporcionar o controlo térmico de novos dispositivos do sistema de controlo, orientação e navegação, localizados no módulo de instrumentação; na instalação uma nova unidade eléctrica de com capacidade aumentada no circuito de arrefecimento do sistema de

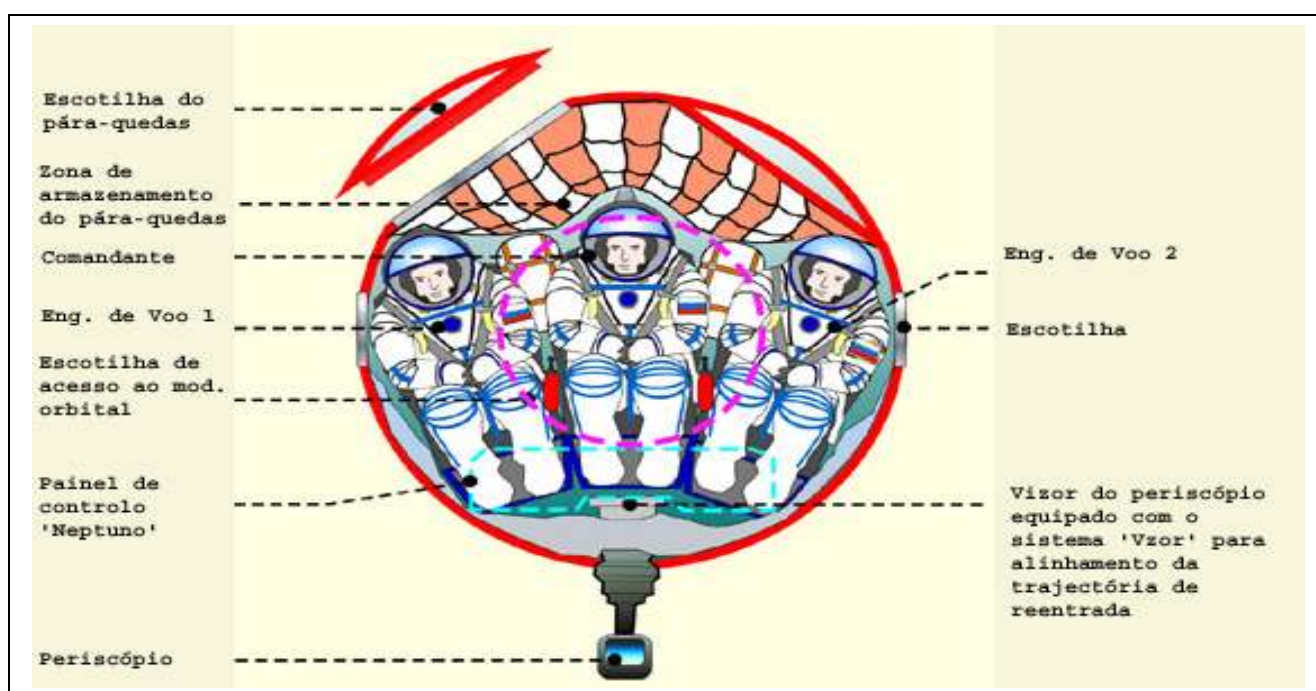
controlo térmico; e no sistema de troca de calor de líquido para líquido é substituído para melhorar o controlo termoestático líquido do veículo no local de lançamento com a incorporação de novos dispositivos que requerem este tipo de controlo.

As modificações no sistema de controlo, orientação e navegação (SUDN - СУДН система управления движением и навигацией) são alteraram a unidade de processamento de comandos e a matriz de comando são melhoradas de forma a proporcionar a lógica de controlo do sistema de controlo, orientação e navegação; e os sistemas de controlo de circuitos nas unidades de controlo de energia são substituídos por fornecimento de energia do sistema de controlo, orientação e navegação.

As modificações no painel de controlo deram-se na introdução de um novo software que considera a troca de comandos e de dados durante a modernização dos sistemas de bordo, enquanto que as modificações na estrutura do veículo e interfaces com a ISS foram realizadas na estrutura do módulo de instrumentação em liga de magnésio é substituída por liga de alumínio para melhorar a eficácia tecnológica e na introdução de canais multiplex para troca de dados entre o veículo e o segmento russo da ISS

A Soyuz TMA-M pode transportar até três tripulantes tendo uma vida útil em órbita de 200 dias, podendo no entanto permanecer 14 dias em voo autónomo. Tendo um peso de total de 7.220 kg (podendo transportar 900 kg de combustível), o seu comprimento total é de 6,98 metros, o seu diâmetro máximo é de 2,72 metros e o seu volume habitável total é de 9,0 m³. Pode transportar um máximo de 170 kg de carga no lançamento e 50 kg no regresso à Terra. A velocidade máxima que pode atingir no regresso à Terra com a utilização do pára-quedas principal é de 2,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de 1,4 m/s, porém com o pára-quedas de reserva a sua velocidade máxima é de 4,0 m/s e a velocidade normal será de 2,4 m/s³. Tal como o seu antecessor, o veículo Soyuz TMA é composto por três módulos: o Módulo Orbital, o Módulo de Reentrada e o Módulo de Propulsão e Serviço.

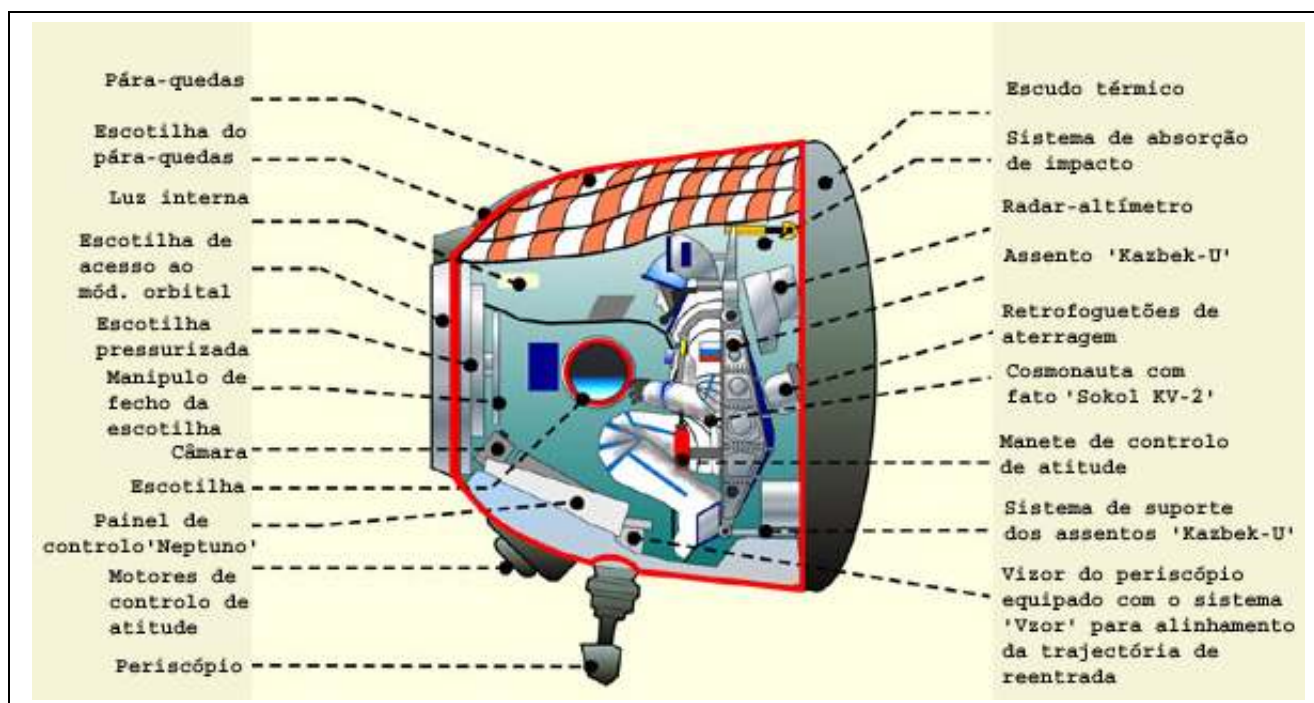
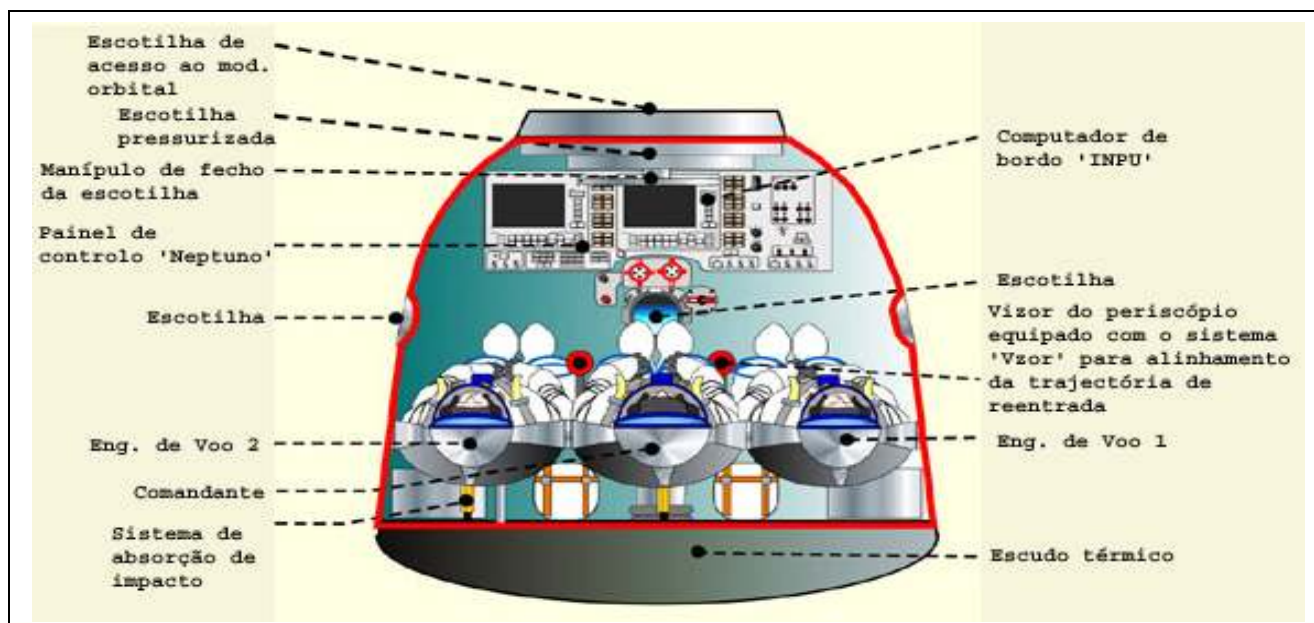
- **Módulo Orbital (*Botivoi Otsek - бытовое отсек*)** – Tem um peso de 1.278 kg, um comprimento de 3,29 metros, diâmetro de 2,2 metros e um volume habitável de 6,6 m³. Está equipado com um sistema de acoplagem dotado de uma sonda retráctil com um comprimento de 0,5 metros, e um túnel de transferência. O comprimento do colar de acoplagem é de 0,22 metros e o seu diâmetro é de 1,35 metros. O sistema de acoplagem Kurs está equipado com duas antenas, estando uma colocada numa antena perpendicular ao eixo longitudinal do veículo. Este módulo separa-se do módulo de descida antes do accionamento dos retro-foguetões que iniciam o regresso à Terra.

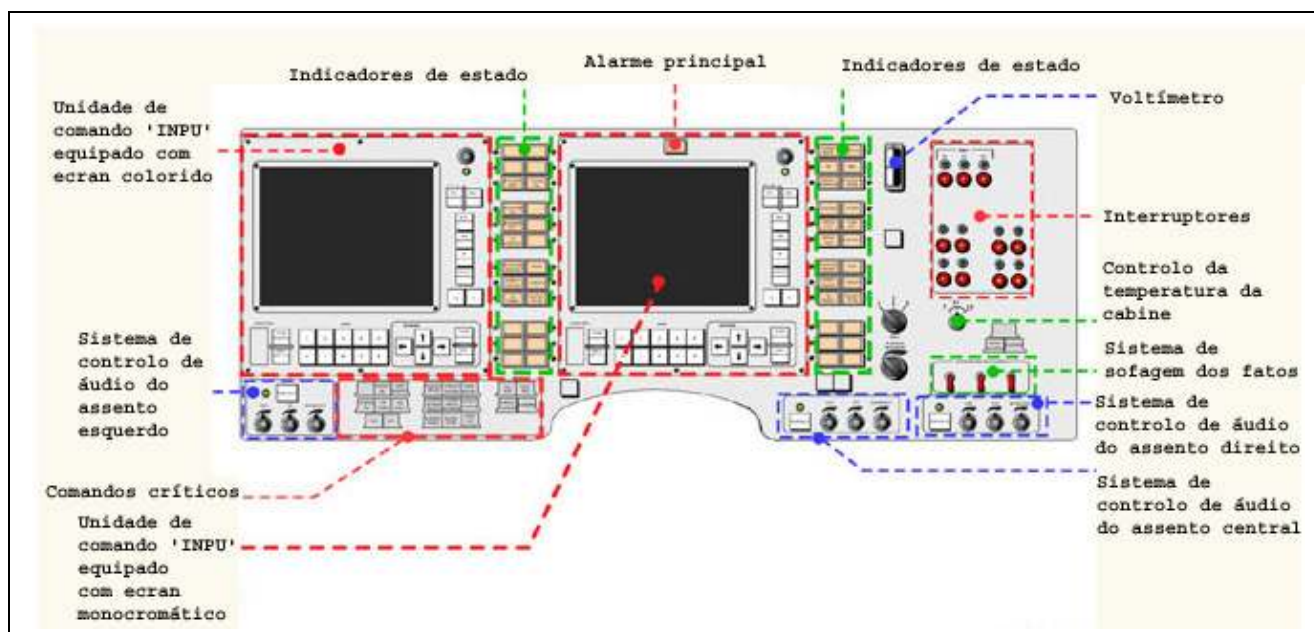


³ De salientar que no caso da Soyuz TM a velocidade máxima que o veículo poderia atingir no regresso à Terra utilizando o seu pára-quedas principal era de 3,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de descida de 2,6 m/s. Com o pára-quedas de reserva a Soyuz TM poderia atingir uma velocidade máxima de 6,1 m/s, com uma velocidade normal de descida de 4,3 m/s.

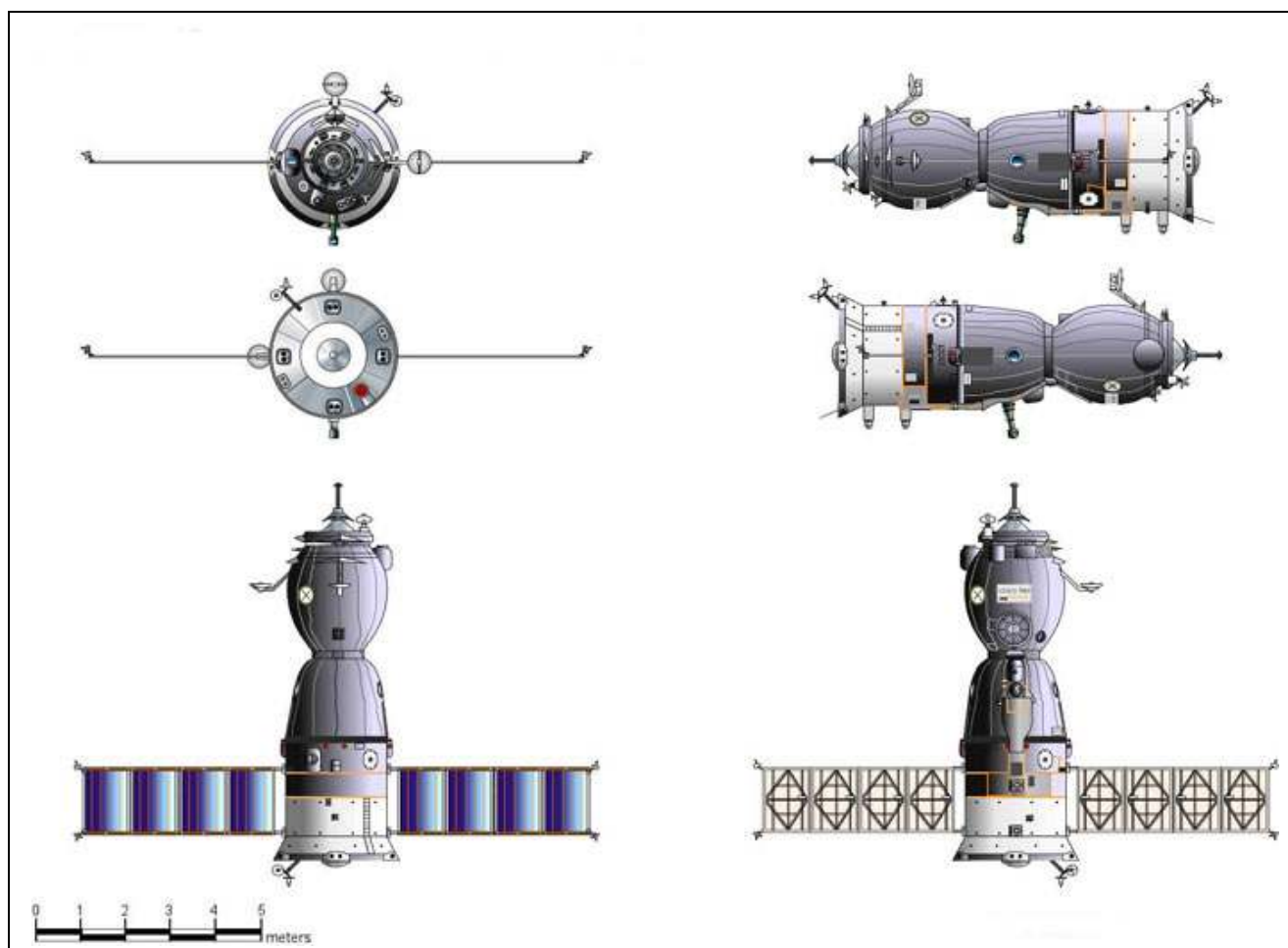
- **Módulo de Reentrada (*Spuskaemiy Apparat* - Спускаемый Аппарат)** – Podendo transportar até 3 tripulantes, tem um peso de 2.835 kg, um comprimento de 2,14 metros, um diâmetro de 2,20 metros e um volume habitável de 3,85 m³. Possui 6 motores de controlo com uma força de 10 kgf que utilizam N₂O₄ e UDMH como propelentes. O Módulo de Descida permite aos seus tripulantes o uso dos seus fatos espaciais pressurizados durante as fases de lançamento e reentrada atmosférica, estando também equipado com o sistema de controlo do veículo, pára-quedas, janelas, sistema de comunicações e com os assentos Kazbek-UM (Казбек-УМ). A aterragem é suavidade utilizando um conjunto de foguetões que diminui a velocidade de descida alguns segundos antes do impacto no solo.

Durante o lançamento, acoplagem, separação, reentrada atmosférica e aterragem, o Comandante está sentado no assento central do módulo com os restantes dois tripulantes sentados a cada lado.





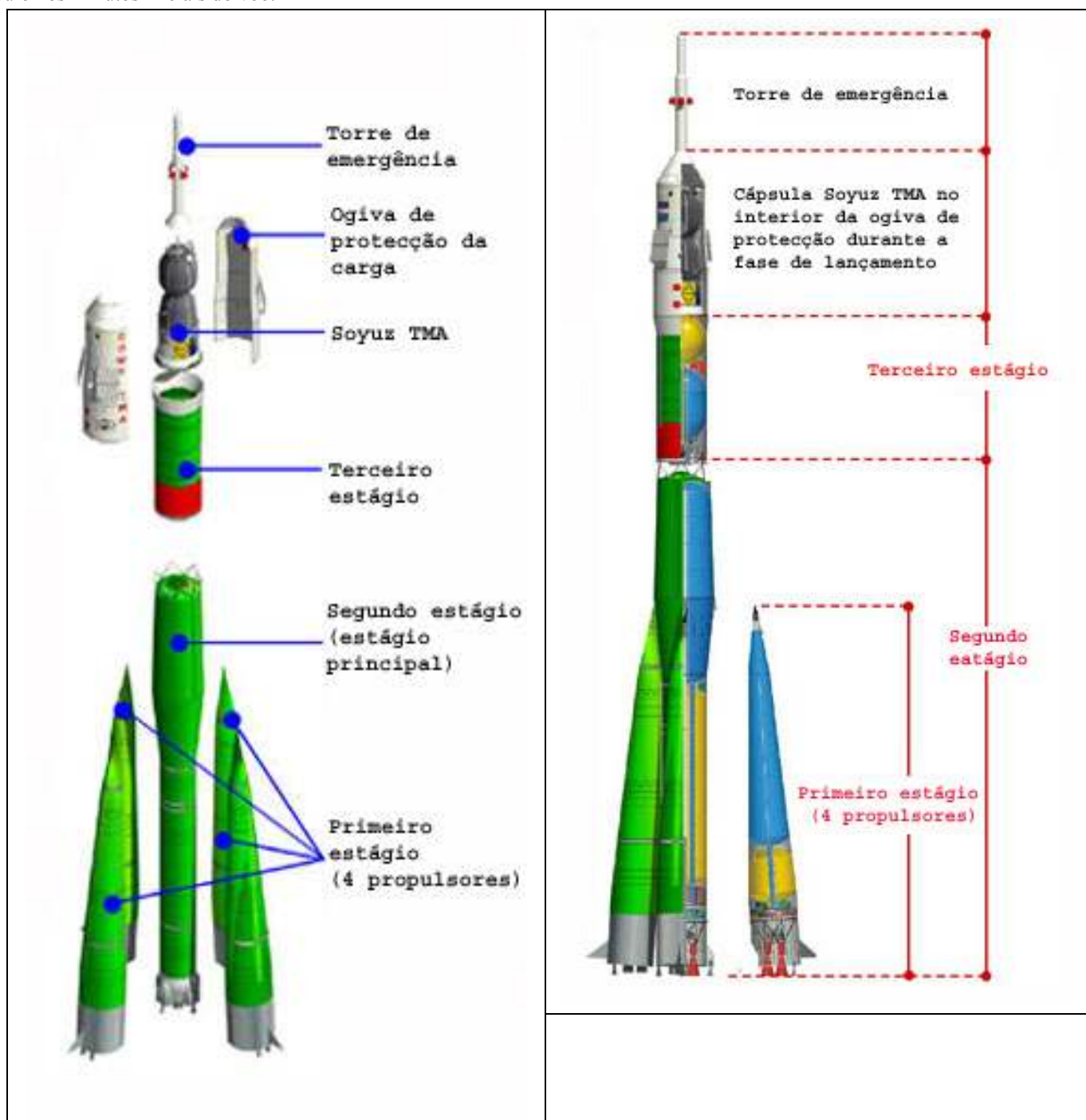
- **Módulo de Propulsão e Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek* - приборно-агрегатный отсек)** – Tem um peso de 3.057 kg, um diâmetro base de 2,2 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros. Está equipado com 16 motores de manobra orbital com uma força de 10 kgf cada, e 8 motores de ajustamento orbital também com uma força de 10 kgf. Todos os motores utilizam N_2O_4 e UDMH como propelentes. O sistema de manobra orbital possui um impulso específico de 305 s. O seu sistema eléctrico gera 0,60 kW através de dois painéis solares com uma área de 10,70 m².



O foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG (11A511У-ФГ Союз-ФГ - Форсуночными Головками) é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U (11A511У Союз-У). Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviônicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7 tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo.



Características físicas do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

	Soyuz-FG	Blok-B, V, G, D Б, В, Г, Д	Blok-A А	Blok-I И
Comprimento (m)	51,10	19,60	27,1	6,745
Diâmetro (m)	10,30	2,68	2,95	2,66
Massa bruta (kg)	298.400	43.400	99.500	25.300
Massa sem propolente (kg)	24.200	3.810	6.550	2.410
Massa do propolente (kg)	274.200	39.590	92.950	22.890
Motor	-	6 X RD-107A ⁴	RD-108A	RD-0110 ⁵
Propolente	-	Querosene/LOX	Querosene/LOX	Querosene/LOX
Força – nível do mar (kN)	2.971	838,5	792,48	-
Força – vácuo (kN)	-	1.021,3	990,18	297,93
Impulso específico (s)	-	310	245	-
Impulso específico – vácuo (s)	-	-	311	359
Tempo de queima (s)	510	118	280	230

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Carga
2010-067	15-Dez-10	19:09:24,693	B15000-034	Soyuz TMA-20 (37254 2010-067A)
2011-012	4-Abr-11	22:18:20,115	H15000-036	Soyuz TMA-21 (37382 2011-012A)
2011-023	07-Jun-11	20:12:44,924	H15000-037	Soyuz TMA-02M (37633 2011-023A)
2011-067	14-Nov-11	04:14:03,953	H15000-038	Soyuz TMA-22 (37877 2011-067A)
2011-078	21-Dez-11	13:16:14,190	H15000-039	Soyuz TMA-03M (38036 2011-078A)
2012-022	15-Mai-12	03:01:22,968	J15000-041	Soyuz TMA-04M (38291 2012-022A)
2012-037	15-Jul-12	02:40:03,091	J15000-042	Soyuz TMA-05M (38671 2012-037A)
2012-058	23-Out-12	10:51:10,934	J15000-044	Soyuz TMA-06M (38871 2012-058A)
2012-074	19-Dez-12	12:12:35,340	J15000-040	Soyuz TMA-07M (39032 2012-074A)
2013-013	28-Mar-13	20:43:20,288	E15000-043	Soyuz TMA-08M (39125 2013-013A)

Os últimos lançamentos orbitais levados a cabo pelo foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG sem qualquer estágio superior. Todos os lançamentos tiveram lugar desde o Cosmódromo de Baikonur. Tabela: Rui C. Barbosa.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de 51,8° em relação ao equador terrestre.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando fálhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção à ISS.

⁴ Também designado 14D22

⁵ Também designado 11D55 ou RD461.

Obituário

Robert Ward Phillips

(1929 – 2013)



O veterinário Robert Ward Phillips serviu como Especialista de Missão suplente para a missão STS-40 / SLS realizada em Junho de 1991. Durante a missão de 10 dias a tripulação de sete astronautas, incluindo três médicos e o bioquímico, realizou 20 experiências para estudar os efeitos da ausência de peso no ser humanos, bem como em ratos e medusas.

Phillips foi originalmente designado como um dos Especialistas de Missão para a STS-40, mas a sua idade e problemas de saúde levaram à sua desqualificação em 1989, dois anos antes do tão adiado lançamento. Mais tarde serviu como apoio para a segunda missão *Spacelab Life Sciences*, STS-58, em Outubro de 1993.

Robert Phillips nasceu a 21 de Janeiro de 1929, em Peoria – Illinois, formando-se ali no liceu em 1946. Serviu no Exército dos Estados Unidos por vários anos e então, após deixar o serviço, ingressou na Universidade Estatal do Colorado, Fort Collins. Recebeu o seu grau de bacharelato em ciências formando-se em Nutrição em 1959 e um doutoramento em Medicina Veterinária em 1961. Mais tarde graduou-se como Professor Doutor em Fisiologia pela Universidade da Califórnia em Davis (1964).

Phillips foi bolseiro de pós-doutoramento na Universidade da Califórnia em Davis entre 1961 e 1964. Desde então esteve associado com a Universidade Estatal do Colorado como professor assistente (1961 a 1967), professor associado (1967 a 1971) e professor de fisiologia (desde

1971) no seu Colégio de Medicina Veterinária e Ciências Biomédicas.

Foi seleccionado como Especialista de Carga para a missão *Spacelab Life Science* em Janeiro de 1984. Um ano mais tarde, ele e Andrew Gaffney foram escolhidos como Especialistas de Carga principais para a primeira missão SLS, então designada STS-61D / Spacelab-4. Este voo, originalmente previsto para ser lançado em Janeiro de 1986, foi mais tarde cancelado. Uma segunda missão SLS foi adiada por vários anos devido ao desastre do vaivém espacial Challenger.

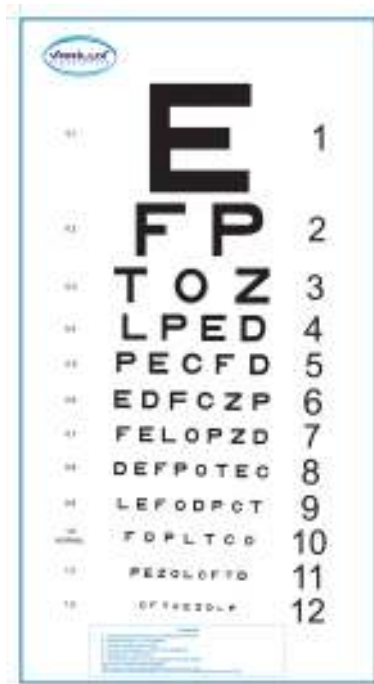
Mais tarde Phillips trabalhou no Laboratório de Propulsão a Jacto da NASA, após ter servido como cientista convidado no Quartel Geral da NASA para o projecto da estação espacial Freedom.

Robert Ward Phillips faleceu a 26 de Fevereiro de 2013.

O olho humano no voo espacial

A visão humana resulta de milhões de anos de evolução na atmosfera da Terra onde a luz é difractada pelas moléculas de ar, humidade, pó, etc. Porém, à medida que ascendemos na atmosfera que vai tendo uma densidade cada vez menos, a distribuição da luz é alterada levando a que o nosso sistema visual receba a informação num formado distinto.

Assim, para compreendermos a nossa visão no espaço, existem vários aspectos a ter em conta na acuidade visual, na percepção estereoscópica, na percepção das cores e nas luzes que por vezes são perceptíveis por alguns astronautas e cosmonautas.



Define-se a 'acuidade visual' como uma característica do sistema visual ao reconhecer dois pontos muito próximos ou o grau no qual os detalhes e contornos de objectos são percebidos. A acuidade visual é definida em termos de distância mínima separável (a distância mais curta pela qual duas linhas podem ser separadas e ainda percebidas como tal) e vários factores influenciam este fenómeno, tais como, factores ópticos (o estado dos mecanismos de formação da imagem no olho), factores retinianos (o estado dos cones), factores de estímulo (iluminação, brilho do estímulo, contraste entre o estímulo e a imagem de fundo, tempo de duração do estímulo).

Em órbita, os seres humanos são capazes de definir muitos detalhes na superfície do planeta. Em 1963 durante o voo da Faith-7, o astronauta Gordon Cooper descreveu o seguinte, *"durante o dia, a Terra tem uma cor predominantemente azul. Podia detectar casas individuais e ruas na baixa humidade e em áreas sem nuvens tais como a área montanhosa dos Himalaias. Vi uma locomotiva a vapor ao perceber primeiro o fumo. Também vi a ondulação de um barco num grande rio em área de Burma e Índia, e uma luz alaranjada brilhante proveniente da refinaria de petróleo britânica ao Sul da cidade de Perth."*

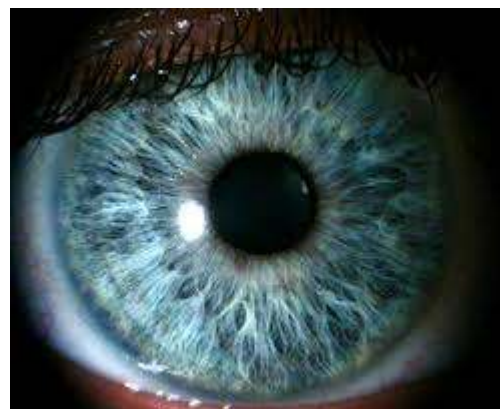
No entanto, estas observações geraram uma onda de ceticismo tendo em conta a tese de Mucler e Narvan (*"Visual Surveillance and Reconnaissance from Space Vehicles"*) na qual determinaram que um ângulo visual de dez minutos era o mínimo operacional do sistema visual humano a partir da órbita terrestre e que o comprimento mínimo resolúvel de um objecto a uma altitude de 210 km seria de 527 metros. Esta limitação de acuidade foi revista

posteriormente para 0,5 segundos de arco para uma linha de contraste e de 15 segundos de arco para a separação mínima entre dois pontos de grande contraste com o fundo visual.

Orbitando a uma altitude de 439 km a bordo da estação espacial Skylab, foi possível observar toda a Costa Este entre o Canadá e Florida Keys, e detectar detalhes de uma ponte de 152 metros de comprimento por inferência. Convém sublinhar o importante facto de que mesmo os sistemas ópticos artificiais que podem detectar objectos 50 vezes melhor do que o sistema óptico humano, sem a habilidade humana de inferir esses objectos, a interpretação dos dados não tem sentido.

Assim, a acuidade visual no espaço excede a acuidade visual na Terra no caso de objectos com uma extensão linear tais como estradas, pistas de aterragem, ondulação de embarcações, campos de cultivo, etc.

A visão estereoscópica permite-nos a visão de duas imagens como uma só ao fundir as imagens criadas nas retinas. Em órbita, os astronautas e cosmonautas tem de lidar com o facto de que os pontos de referência estão alterados, o que por si cria um problema sério para um «mecanismo visual» que foi desenvolvido tendo em conta a existência de referências visuais para orientação. No exterior do veículo espacial e olhando para o espaço, o olho somente pode fixar as estrelas que em todos os casos se encontram



no infinito, isto é, sem visão estereoscópica. Neste caso predomina a ‘miopia de campo vazio’. Esta é uma condição na qual os olhos, não tendo nada no campo visual para onde focar, focam de forma automática a cerca de 3 metros. Um ser humano nestas condições seria incapaz de observar objectos a 30 metros. Se um outro veículo entrasse no seu campo visual, ele não seria capaz de determinar o tamanho ou a distância a que o veículo se encontraria.

Esta situação é real no caso de uma actividade extraveicular no espaço profundo e sem pontos de referência próximos. Uma solução para este problema, seria a criação de pontos de referência no visor do fato espacial e criando um conceito de universo virtual, eliminando assim o problema da ‘miopia de campo vazio’.



Um aspecto da adaptação à microgravidade na órbita terrestre é uma grande dependência nos mecanismos visuais em vez dos mecanismos vestibulares na estabilização da imagem retiniana durante os movimentos da cabeça, o que sublinha a importância da nossa capacidade visual.

A percepção das cores também é afectada durante o voo espacial. Estudos realizados em cosmonautas russos que permaneceram por longos períodos na estação espacial Mir e na estação espacial internacional, apontam para uma redução na percepção do brilho de todas as cores, havendo uma maior degradação na percepção da cor roxa, azul e no verde.

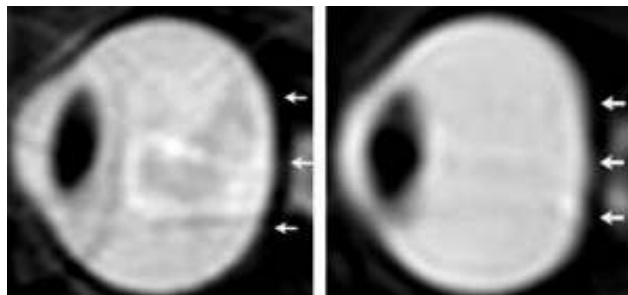
Vários astronautas têm referido a ocorrência de flashes de luz ou de pontos luminosos de baixa luminosidade após a adaptação à escuridão no interior da cabine nas missões Apollo. Estes flashes são geralmente descritos como brancos ou sem cor e são classificados como ‘pontos’ ou como ‘estrelas’ (66%), como ‘estrias’ (25%) ou como ‘relâmpagos atrás de nuvens’ (9%). Curiosamente, muitos dos astronautas que relataram estes fenómenos nas missões Apollo não os relataram em missões anteriores (Gemini), sendo no entanto relatados em todas as missões Skylab especialmente quando a estação espacial atravessava a Anomalia do Atlântico Sul.

W. Zachary Osborne e Lawrence Pinsky, da Universidade de Houston, e J. Vernon Bailey, do Centro Espacial Johnson, da NASA, levaram a cabo uma investigação sobre estes fenómenos e concluíram que se deviam à penetração de radiação cósmica através dos veículos espaciais, influenciando depois a retina e originando os flashes luminosos. O facto destes fenómenos serem notados somente após os olhos estarem adaptados à escuridão aponta para uma interacção retiniana em vez de problemas relacionados com o nervo óptico.

No entanto, estudos recentes (*‘Ophthalmology’*, Outubro de 2011) mostram que a visão dos astronautas e dos cosmonautas que participam em voos espaciais de longa duração é influenciada por factos relacionados com alterações que ocorrem no corpo humano durante a permanência em órbita.

Os voos espaciais de longa duração levam à degradação dos ossos (num problema semelhante à osteoporose) e à atrofia dos músculos caso não se tomem as medidas profiláticas que previnam a ocorrência destes problemas (tais como a realização de sessões diárias de exercício físico). Por outro lado, muitos dos astronautas parecem ter o rosto um pouco inchado nos primeiros dias de voo o que indica uma alteração na forma como os fluidos corporais são distribuídos devido à ausência de gravidade.

Um estudo recente utilizando imagens de ressonância magnética que permitiram a observação dos cérebros e dos olhos de 27 astronautas que permaneceram uma média de 108 dias em órbita, mostrou anomalias ópticas semelhantes às que ocorrem em pacientes com pressões intracranianas elevadas (Hipertensão intracraniana), sendo esta uma condição séria na qual a pressão aumenta no interior do crânio. As observações mostraram várias combinações de anomalias após a exposição cumulativa de curto e longo prazo à microgravidade também observada com hipertensão intracranial idiopática.



Os problemas induzidos pelo voo espacial foram numerosos e variáveis, onde 9 dos 27 astronautas mostraram uma expansão do espaço do fluido cerebrospinal em torno do nervo óptico, 6 mostraram um aplanamento da zona posterior do globo ocular, 4 tinham um abaulamento do nervo óptico, e em 3 astronautas observaram-se alterações na glândula pituitária e na sua ligação com o cérebro. Esta glândula segrega hormonas que são importantes na regulamentação de uma variedade de funções do corpo humano.

Todas estas anomalias são similares àquelas observadas em pacientes com hipertensão intracranial idiopática – casos nos quais nenhuma causa pode ser determinada para o aumento da pressão no interior do crânio. Esta pressão causa o inchaço da junção entre o nervo óptico e o globo ocular, levando por vezes a problemas visuais.

Este problema pode causar um factor de risco hipotético e uma limitação potencial para o voo espacial de longa duração, nomeadamente para missões a Marte e aos asteróides. Por esta razão, a agência espacial norte-americana colocou este problema na

lista dos riscos elevados associados ao voo espacial e iniciou um programa de estudo dos mecanismos e suas implicações, continuando a monitorizar a situação.



Entretanto, um estudo preliminar publicado na edição de Março de 2012 do *‘Journal of Nutrition’* aponta para que as alterações de visão que ocorrem em alguns astronautas podem estar associadas a uma deficiência em vitamina B12 ou a uma deficiência em folatos, isto é uma deficiência em ácido fólico. Estas conclusões surgiram quando se analisaram dados nutricionais numa investigação às alterações de visão dos astronautas e que mostraram similaridades nos sintomas que ocorrem nas deficiências vitamínicas. Este novo estudo pode indicar porque alguns dos astronautas não relatam problemas de visão após os voos espaciais (20% dos casos mostram alterações de visão).

O estudo nutricional incluiu 20 astronautas dos quais 5 exibiram alterações de visão ou da anatomia do globo ocular. A investigação recolheu dados da urina e de amostras de sangue recolhidas antes do voo espacial, durante a permanência na estação espacial (as quais foram armazenadas a bordo no *Minus-Eighty Degree Freezer ‘MELFI’*) e após o regresso à Terra.

A comparação das análises de sangue com as avaliações nutricionais revelou que os astronautas que exibiram alterações visuais possuíam baixos níveis de folatos e altos níveis de metabólitos. A comparação sugere que as alterações de visão podem ser devidas em parte à denominada ‘via metabólica dependente do um-carbono (1C)’. A via 1C é parte do processo químico que o corpo humano utiliza para fabricar ADN. Estas vias podem ser comparáveis a uma linha de produção numa fábrica e se não funcionarem correctamente, surgem problemas tal como acontece no caso da ocorrência de uma deficiência vitamínica.

Como os astronautas participam em avaliações nutricionais e dietéticas, os investigadores foram capazes de eliminar como causas dos problemas visuais as deficiências vitamínicas e nutricionais comuns, começando a considerar a possibilidade da ocorrência de polimorfismos como causadores dos problemas de visão. Um bom exemplo de polimorfismos, são os diferentes tipos sanguíneos ou mesmo a intolerância à lactose.



Como as variações de folatos e de metabólitos nos astronautas afectados foram observadas antes dos voos espaciais, existem várias teorias. Estes indivíduos podem ser mais susceptíveis a alterações de fluidos induzidas pela microgravidade. Podem também ser afectados por pequenas alterações nos níveis de dióxido de carbono no interior dos veículos espaciais (que geralmente são ligeiramente mais elevados do que na Terra) e mesmo pequenas alterações na mistura do ar no interior desses veículos pode levar a um aumento da pressão intracraniana. Por outro lado, outros astronautas expostos a níveis de dióxido de carbono mais elevados não tiveram alterações de visão.

Em estudos realizados na Terra, as diferenças enzimáticas que abrandam a via 1C levando a problemas, foram

relacionadas a uma maior ocorrência de dores de cabeça e acidentes vasculares cerebrais. Estes tipos de condições podem ser relacionadas com o aumento da pressão intracraniana.

Os resultados destas investigações podem também proporcionar avanços na compreensão e no tratamento dos distúrbios e de doenças retinianas vasculares e do nervo óptico.

Lançadores: custos versus confiabilidade

Por André Mileski



No início de Março de 2013, a companhia australiana NBN (*National Broadband Network*) assinou um contrato com a europeia Arianespace para o lançamento de seus dois primeiros satélites geoestacionários de comunicações, negócio que, segundo a imprensa australiana, alcança o montante de 300 milhões de dólares.

A notícia é interessante por revelar, ainda que sem confirmação oficial, os custos de lançamentos, informação geralmente guardada a "sete chaves" por seu carácter comercial estratégico.

Reconhecidamente mais cara que seus concorrentes, fato é que mesmo operadoras novas têm optado por se apoiar na fiabilidade do Ariane-5, que já somou quase 60 lançamentos consecutivos bem sucedidos. Falhas em lançamentos e os consequentes atrasos em missões nos manifestos trazem enormes prejuízos às empresas de comunicações, daí a importância e necessidade de se buscar a máxima segurança possível no transporte de um satélite até sua órbita.

Os últimos contratos assinados pela Arianespace indicam o excelente momento pelo qual passa a operadora. A empresa se consolidou na posição de líder no mercado, num momento em que seus concorrentes directos também passam por sérios problemas de fiabilidade (falhas em missões dos lançadores russos Proton e Zenit 3SL).

Desde o início de 2013, a Arianespace assinou sete novos contratos para lançamento, sendo vários deles envolvendo mais de um satélite. As recentes falhas em lançadores russos, como as do Proton (duas em 2012, e três num período de 16 meses) e do Zenit

3SL, da *Sea Launch* (Fevereiro de 2013) têm beneficiado fortemente a companhia europeia. No período de Janeiro de 2012 a Abril de 2013, a Arianespace assinou 17 contratos, contra apenas duas da ILS, operadora do Proton.

Nota-se, portanto, que a segurança tem sido um critério primordial no processo de escolha pelos operadores. Observe-se ainda que a segurança no lançamento tem dois componentes principais: o primeiro é a segurança física, da integridade do próprio satélite, susceptível de ser destruído numa falha de lançamento; o outro componente é a segurança em termos de cronograma, algo que também precisa ser apreciado num processo de definição de lançador, uma vez que falhas costumam gerar a suspensão dos manifestos de lançamento até que as razões sejam identificadas e corrigidas.

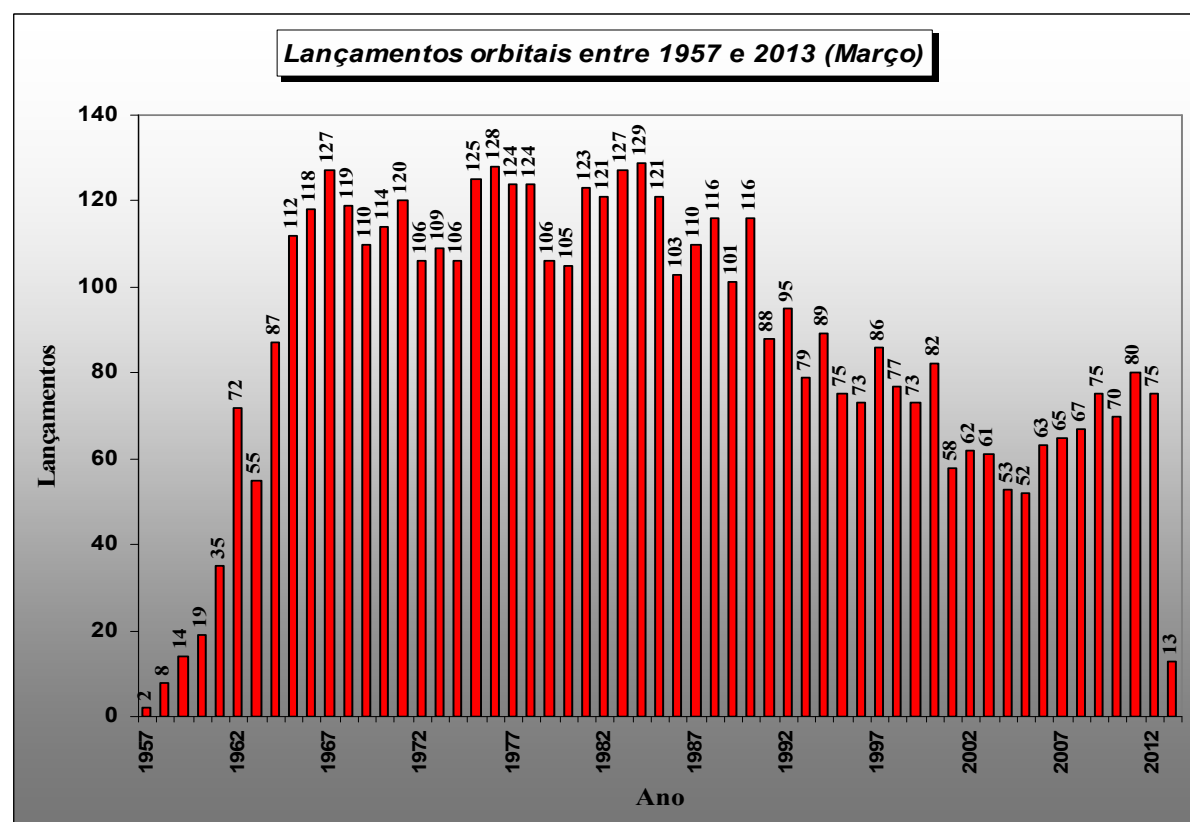
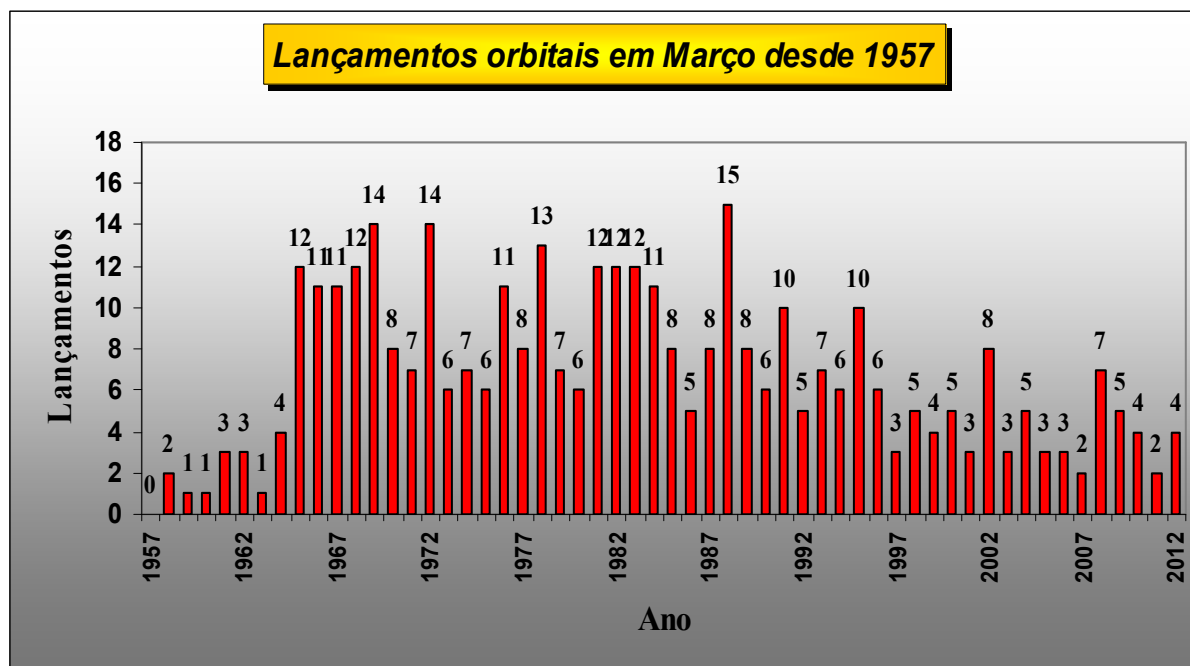
Em Fevereiro, durante o evento *Satellite 2013*, em Washington (DC), nos EUA, foi anunciada uma violenta redução dos preços de frete do Proton, consequência de sua nova realidade em termos de fiabilidade. Tais diferenças, aliás, são reflectidas nos valores dos seguros pagos em cada lançamento, que actualmente alcançam o dobro num comparativo entre o Ariane-5 e o Proton (o seguro de um lançamento a bordo de um Ariane-5 varia de 6% a 7% do preço do satélite, frente a 13% ou mais em um Proton). Mesmo com a redução do preço, é de se notar o perfil de clientes que hoje contratam o Proton: empresas de comunicações em situação financeira mais crítica (caso da Satmex, por exemplo), em que cada dólar economizado faz diferença, ainda que em detrimento da segurança, e grandes operadoras de satélites, que contam com extensa frotas de satélites e que muitas vezes não contratam seguros nos lançamentos em razão de terem meios próprios de gestão de riscos. Tais operadoras, aliás, costumam contratar lançamentos com todos os *players* activos no mercado.

Dentro deste contexto, será interessante acompanhar as decisões relacionadas aos programas de satélites actualmente em fase de finalização no Brasil, tanto no âmbito privado, com operadores inserindo novas capacidades (banda Ka) para atender a forte demanda a ser gerada com os grandes eventos (Copa do Mundo e Jogos Olímpicos), como no governamental, com o programa do Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC).



Lançamentos orbitais em Março de 2013

Em Março de 2013 foram levados a cabo 4 lançamentos orbitais e colocaram-se em órbita 4 satélites operacionais. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Março de 2013 foram realizados 4923 lançamentos orbitais, 379 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 7,7% do total e a uma média de 6,9 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 0,26% do total de lançamento desde 1957.



O dragão chega de novo à ISS

A segunda missão comercial da SpaceX para a estação espacial internacional teve lugar a 1 de Março de 2013 e a sua fase inicial viu-se marcada por alguns problemas técnicos que acabariam no entanto por ser rapidamente resolvidos, permitindo assim a realização da missão com sucesso.

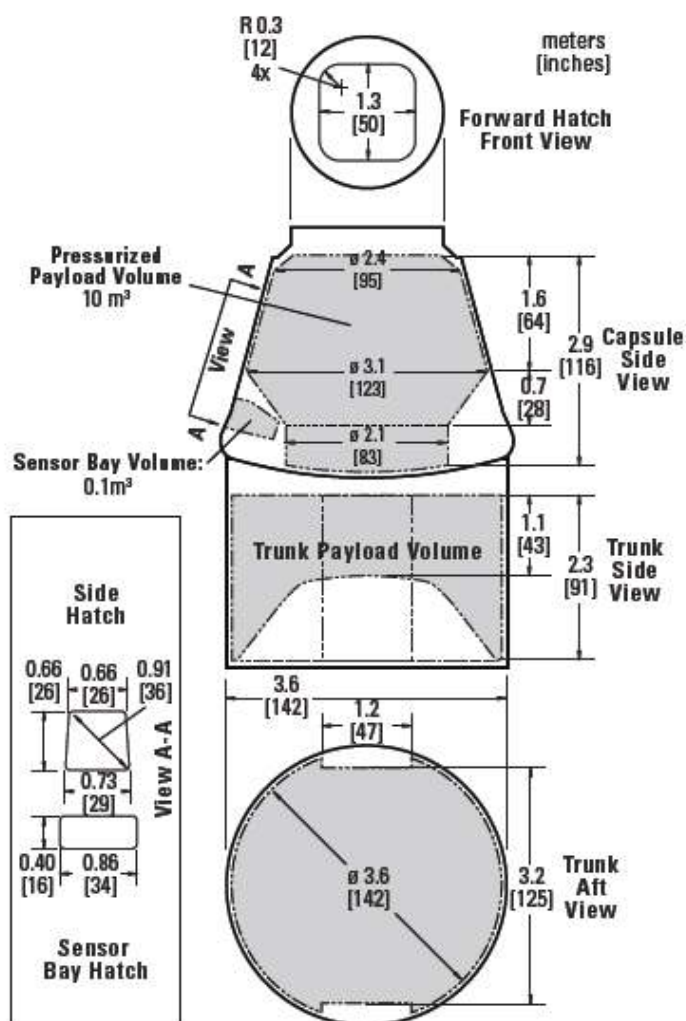
A cápsula Dragon

A cápsula Dragon foi desenvolvida pela *SpaceX* com o objectivo de transportar carga para a estação espacial internacional. Em Junho de 2006 foi seleccionada pela NASA, juntamente com o veículo K-1 da *Kistler*, para ser desenvolvida ao abrigo do programa COTS. Em Outubro de 2007 o contrato com a *Kistler* seria cancelado após a empresa não ser capaz de atingir os objectivos propostos, sendo atribuído um outro contrato à *Orbital Sciences Corporation* em Fevereiro de 2008 para o desenvolvimento do veículo Cygnus.

O desenvolvimento da Dragon teve início em 2006 e em Março de 2006 o seu projecto era submetido para o programa COTS. A cápsula foi desenhada para ser capaz de no futuro transportar tripulações, bem como carga.

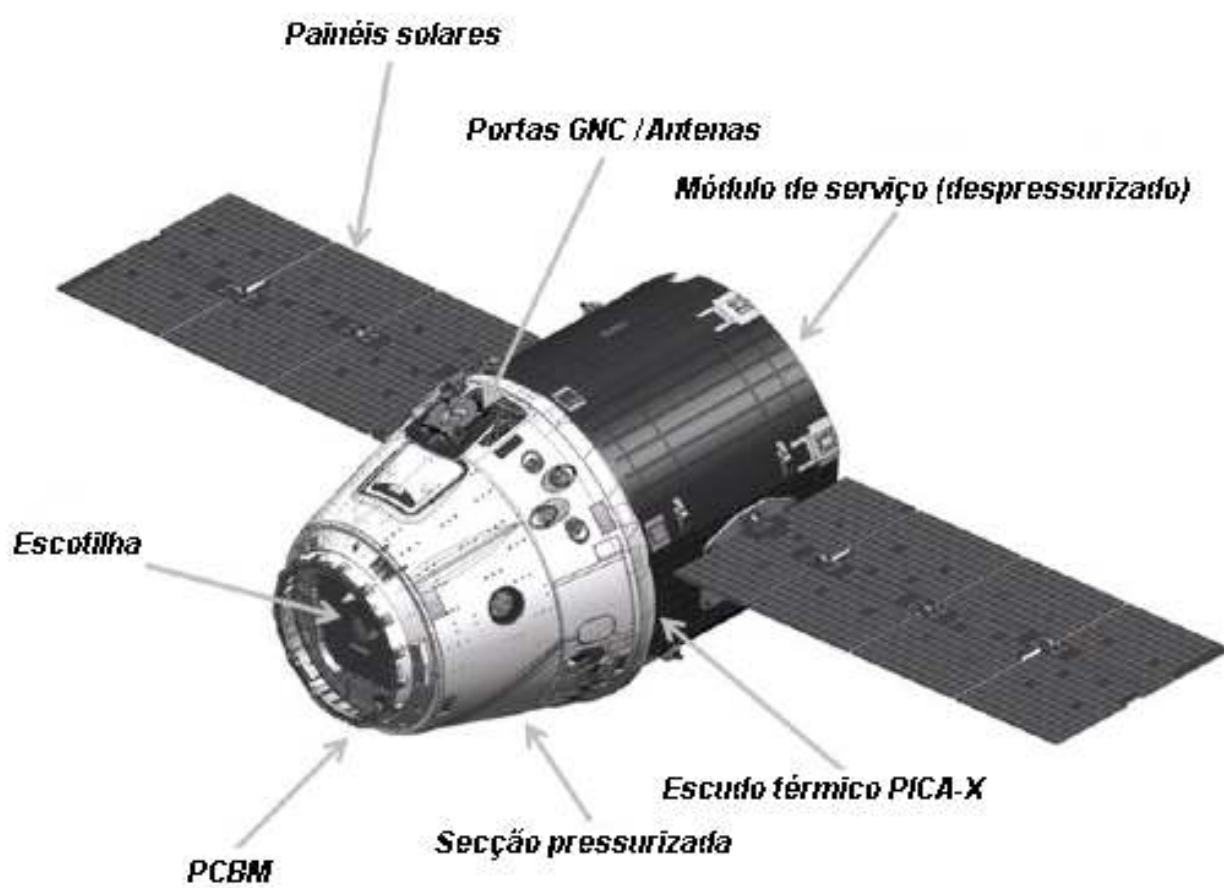
O seu módulo de carga pressurizado tem um volume de 10 m³, enquanto que a sua secção não pressurizada, que pode ser utilizada para o transporte de carga ou de pequenos satélites, tem um volume de 14 m³. Em cada secção podem ser transportados até 3.310 kg de carga (lançamento) ou 2.500 kg (regresso). Excluindo a secção não pressurizada, a Dragon tem um comprimento de 2,9 metros (5,1 metros com a secção não pressurizada) e um diâmetro de 3,66 metros. Transporta um total de 1.290 kg de propelente para um perfil de missão nominal com uma inserção suborbital e subsequente voo até à ISS.

Para a acoplagem com a ISS, a cápsula está equipada com um mecanismo de captura e acoplagem CMB (*Common Berthing Mechanism*) que permite que seja «agarrada» pelo Canadarm2 numa maneira muito semelhante com o que acontece com o veículo de carga japonês HTV.



O controlo de atitude da Dragon é possível utilizando 18 pequenos motores Draco que queima monometil hidrazina e tetróxido de azoto. Estes pequenos motores são também utilizados para o regresso à Terra, pois ao contrário do que acontece com os outros veículos de transporte de carga, a Dragon é recuperada após cada missão. Para tal, a cápsula está equipada com um escudo térmico fabricado num material denominado PICA-X (*Phenolic Impregnated Carbon Ablator*). Este material pode suportar temperaturas até aos 2.200°C. O escudo térmico tem um diâmetro de 3,66 metros e cobre a parte inferior da cápsula. O seu desenvolvimento demorou quatro anos e a *SpaceX* planeia reutilizar o escudo térmico em várias missões.





O Falcon-9 v1.0

A família de lançadores Falcon foi desenhada para proporcionar avanços significativos na fiabilidade, custo, ambiente de voo e tempo para o lançamento. O impulsor primário no desenho destes veículos é a sua fiabilidade.

Tal como o foguetão Falcon-1, o Falcon-9 v1.0 é um lançador a dois estágios e utiliza os mesmos motores, arquitectura estrutural (com um maior diâmetro), sistemas aviónicos e sistema de lançamento. O Falcon-9 v1.0 tem um comprimento de 54,9 metros, uma largura de 3,6 metros, uma massa de 333.400 kg (OTB⁶, carenagem de 5,2 metros) ou uma massa de 332.800 kg (OTOG⁷, carenagem de 5,2 metros, e desenvolve uma força de 4,94 MN (vácuo).

Primeiro estágio

As paredes dos tanques do Falcon-9 são fabricadas numa liga de alumínio e lítio, utilizando-se uma técnica de soldagem de maior força e fiabilidade. Tal como no Falcon-1, a secção interestágio, que liga o estágio superior e inferior, é uma estrutura composta de alumínio e fibra de carbono. O sistema de separação é uma versão de maiores dimensões dos impulsadores pneumáticos utilizados no Falcon-1.

O estágio está equipado com nove motores Merlin. Após a ignição, o foguetão é mantido no solo até à verificação de todos os sistemas do veículo, sendo este libertado quando todos os parâmetros são considerados normais.

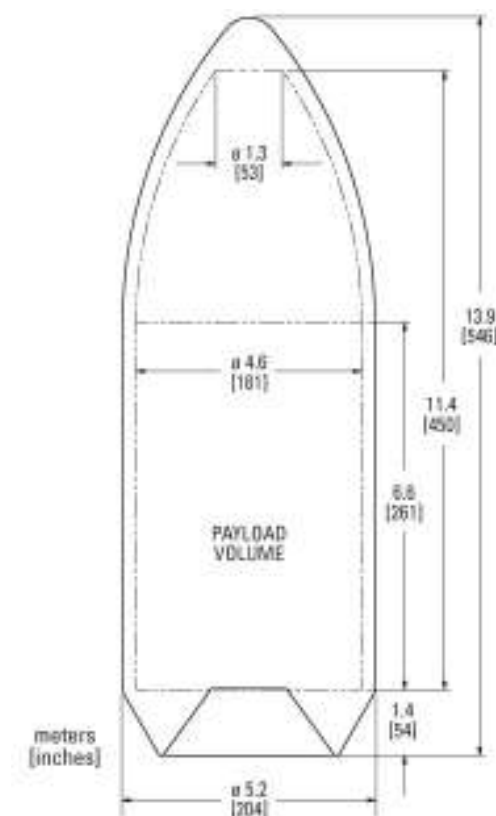


Segundo estágio

Os tanques do segundo estágio são uma versão mais curta dos tanques do primeiro estágio, sendo utilizados a maior parte dos mesmos instrumentos, materiais e técnicas de fabrico. Isto leva a uma significativa redução de custos na produção do lançador. O segundo estágio é propulsado por um único motor Merlin com um rácio de expansão de 117:1 e um tempo de queima nominal de 345 segundos. Para acrescentar fiabilidade na reignição, o motor está equipado com ignitores pirotécnicos redundantes (TEA-TEB).

O motor Merlin

O motor Merlin foi desenvolvido internamente pela SpaceX mas vai encontrar as suas raízes aos motores das missões Apollo, nomeadamente o sistema de injeção baseado no motor do módulo lunar. O propelente é alimentado através de uma única conduta, com uma turbo-bomba de dupla pá que opera num ciclo de gerador a gás. A turbo-bomba



também fornece o querosene a alta pressão para os actuadores hidráulicos, que depois recicla para a entrada a baixa pressão. Isto elimina a necessidade de um sistema hidráulico separado e significa que não é possível ocorrer uma falha no controlo de vector de força por falta de fluido hidráulico. Uma terceira utilização da turbo-bomba é o fornecimento de controlo de rotação ao actual no escape da turbina de exaustão (no segundo estágio). Combinando-se estas características num só dispositivo aumenta de forma significativa o nível de fiabilidade do sistema.

O motor é capaz de desenvolver uma força de 556 kN ao nível do mar, 617 kN no vácuo, com um impulso específico de 275 segundos (nível do mar) ou 304 segundos (vácuo).

⁶ OTB – Órbita Terrestre Baixa.

⁷ OTOG – Órbita de Transferência para a Órbita Geossíncrona.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2010-062	F-1	04-Jun-10	18:45:02	Dragon Qualification Unit Dragon-C1 (37244 2010-066A) QbX2 (37245 2010-066B) SMDC ONE (37246 2010-066C) Perseus-003 (37247 2010-066D) Perseus-001 (37248 2010-066E) QbX1 (37249 2010-066F) Perseus-002 (37250 2010-066G) Perseus-000 (37251 2010-066H) Caerus/Mayflower (37252 2010-066J)
2010-066	F-2	08-Dez-10	15:43:00	Dragon-C2+ (38348 2012-027A) Celestis-11 (38349 2012-027B)
2012-027	F-3	22-Mai-12	07:44:38	Dragon SpX-1 (CRS1) (38846 2012-054A) Orbcomm-OG2 (38847 2012-054B)
2012-054	F-4	08-Out-12	00:35:07	Dragon SpX-2 (CRS2) (39115 2013-010A)
2013-010	F-5	01-Mar-13	15:10:13	



A missão CRS-2

Esta foi a segunda de pelo menos 12 missões à estação espacial internacional que a empresa SpaceX irá levar a cabo para a NASA ao abrigo do contrato *Commercial Resupply Services* (CRS). Em Dezembro de 2009 a NASA anunciava que o foguetão Falcon-9 e a cápsula Dragon da SpaceX haviam sido seleccionados para reabastecer a ISS após o final do programa do veículo espacial em 2011. De acordo com o contrato CRS, a SpaceX restaurava assim a capacidade dos EUA de transportar e trazer de volta para a Terra quantidades significativas de carga, incluindo experiências científicas, para o laboratório orbital – uma capacidade que se encontrava ausente desde o final dos voos dos veículos espaciais.

Antes desta missão a SpaceX completou dois voos de demonstração utilizando o Falcon-9 e a cápsula Dragon ao abrigo do programa *Commercial Orbital Transportation Services* (COTS), além de uma missão de abastecimento logístico em Outubro de 2012. A segunda destas missões marcou a primeira vez que uma companhia privada lançava com sucesso uma cápsula para a órbita terrestre, acoplava-a com sucesso à estação espacial, entregava uma carga, e regressava em segurança para a Terra – um feito técnico só anteriormente conseguido por entidades governamentais.



Preparativos para o lançamento e sequência de voo

Meses antes do lançamento, ambos os estágios do foguetão Falcon-9 e a cápsula Dragon são transportadas para as instalações de desenvolvimento da SpaceX em McGregor, Texas, para a realização de testes e posteriormente enviadas para o hangar da empresa localizado no Complexo de Lançamento SLC-40 no Cabo Canaveral. Aqui, os estágios são integrados e a cápsula Dragon recebe a sua carga. Cerca de um mês antes do lançamento, a SpaceX leva a cabo o denominado ‘*Wet Dress Rehearsal*’ com o Falcon-9 no qual é simulado o dia do lançamento com a contagem decrescente, abastecimento do lançador e verificando que todo o equipamento no solo e no sistema de lançamento está pronto para a missão. Nesta altura, um sistema de levantamento transporta o foguetão num sistema de transporte e erecção e o veículo é transportado para fora do hangar para a plataforma de lançamento. O foguetão é então colocado na posição vertical e ambos os estágios são abastecidos tal como seriam para o lançamento. O último grande teste antes do lançamento é uma ignição estática do lançador quando os nove motores do primeiro estágio do Falcon-9 são activados durante alguns segundos com o veículo seguro na plataforma de lançamento.

O pessoal da NASA e da SpaceX colaboram no desenho do perfil de encontro orbital, incluindo o horário e o caminho de aproximação da Dragon à estação espacial, trabalhando em conjunto para identificar, processar e armazenar a carga da NASA e dos parceiros internacionais que será transportada de e para a estação. Duas semanas antes do lançamento é levado a cabo o denominado *Stage Operations Readiness Review*, envolvendo representantes de todos os cinco parceiros da ISS (NASA, CSA, ESA, JAXA e Roscosmos), para garantir que o lançador, a cápsula, a sua carga, a estação espacial, e as equipas de lançamento e de controlo estão prontas para a missão.

No dia do lançamento do Falcon-9 com a cápsula Dragon, é então transportado para a plataforma de lançamento. Todo o pessoal do solo abandona a plataforma em antecipação do abastecimento que é conduzido de forma automática.

A sequência de lançamento do Falcon-9 é um processo de precisão necessário devido à janela de lançamento instantânea disponível – isto é, tudo é programado ao segundo exacto da hora de lançamento. Devido ao facto de um lançamento fora da hora vir a necessitar de mais propolente gasto por parte da Dragon, a janela de lançamento tem de ser atingida com precisão. Caso isto não aconteça, o lançamento é tentado noutro dia.

Sete hora e meia antes do lançamento, o Falcon-9 e a cápsula Dragon são activadas – os sistemas são activados e os computadores são ligados. A cerca de quatro horas do lançamento, inicia-se o processo de abastecimento – primeiro, o oxigénio líquido seguido do querosene RP-1. O vapor que se observa a sair do veículo durante a contagem decrescente é o oxigénio gasoso que está a ser ventilado dos tanques, e esta é a razão pela qual o abastecimento de oxigénio líquido é levado a cabo até quase ao final da contagem decrescente.

A contagem final tem início a T-10m 30s, altura na qual todos os sistemas operam de forma autónoma. Após consultar o Controlo de Missão em Houston, Texas, e a equipa de lançamento em Hawthorne, Califórnia, o director de lançamento dá a luz verde final a T-2m 30s. O oficial da Força Aérea dos Estados Unidos confirma que o espaço aéreo está disponível para o lançamento e um minuto antes do lançamento dá-se a activação do computador de voo. A activação do sistema de supressão de ondas sónicas por inundação da plataforma de lançamento, denominado ‘Niágara’, é activado a T-55s. A plataforma é inundada por água proveniente de 53 tubeiras de água. O sistema é desactivado a T-20s. Os nove motores Merlin do primeiro estágio entram em ignição a T-3s e o computador ordena a libertação do foguetão a T-0s. O lançamento do Falcon-9 v1.0 (F-4) teve lugar às 0035:07UTC do dia 8 de Outubro de 2012.



A T+1m 10s o Falcon-9 atinge a velocidade supersónica. O veículo passa pela área de máxima pressão dinâmica – MaxQ – dez segundos mais tarde. Este é o ponto no qual o stress mecânico no veículo atinge o seu máximo devido à combinação da sua velocidade e resistência criada pela atmosfera terrestre.

A cerca de T+2m 30s, termina a queima de dois dos nove motores do primeiro estágio para assim reduzir a aceleração do foguetão. (A sua massa tem vindo constantemente a diminuir devido ao consumo de propelente ao longo do lançamento) Neste ponto, o Falcon-9 está a cerca de 90 km de altitude e a viajar a uma velocidade dez vezes superior á do som. Os restantes motores irão terminar as suas queimas poucos segundos depois. Cinco segundos após MECO ocorre a separação entre o primeiro e o segundo estágio. Sete segundos mais tarde o motor Merlin do segundo estágio entra em ignição durante 6 minutos e 14 segundos para colocar a cápsula Dragon em órbita terrestre. Após se separar do segundo estágio às 1519UTC, a Dragon entra numa órbita com um perigeu a 199 km, apogeu a 323 km e inclinação orbital de 51,7°. De seguida, as coberturas dos painéis solares deveriam ter-se separado às 1522UTC, porém tal não aconteceu. Esta separação é fundamental para que os painéis solares se abram e possam gerar electricidade para o veículo (apesar de este conter energia suficiente armazenada nas baterias internas para as suas operações de voo).



Uma análise inicial do problema revelou que os pequenos sistemas de propulsão da Dragon não iniciavam o programa de funcionamento devido a um bloqueio de uma válvula num desses sistemas. No entanto, o problema foi resolvido pelos técnicos da SpaceX e os painéis solares acabariam por se abrir pelas 1650UTC. Com isto, procedeu-se à activação dos sistemas de propulsão e pelas 2210UTC a Dragon executou uma manobra de elevação orbital, transferindo-se para uma órbita com um perigeu a 314 km, apogeu a 340 km e inclinação orbital de 51,7°. Uma segunda manobra seria realizada às 0023UTC do dia 2 de Março transferindo-se para uma órbita com um perigeu a 321 km, apogeu a 404 km e inclinação orbital de 51,7°. Uma nova manobra orbital surgiria pelas 0540 UTC, alterando o perigeu para 332 km e elevando o apogeu para 507 km (nesta altura a ISS encontrava-se numa órbita com um perigeu a 401 km e apogeu a 417 km). A órbita seria ainda posteriormente ajustada pelas 1100 UTC para 430 km de perigeu e 447 km de apogeu. A Dragon chegava a uma distância de 350 metros da ISS às 0840 UTC do dia 3 de Março, aproximando-se ao longo do denominado vector R-bar (a linha imaginária que linha o centro da Terra com a ISS). Esta aproximação levou a Dragon até uma distância de 10 metros, ficando então estacionária em relação à estação espacial. A cápsula não tripulada seria capturada pelo sistema de manipulação remota da ISS às 1031UTC e posteriormente ancorada ao porto de acoplagem CBM nadir do módulo Harmony às 1356UTC.



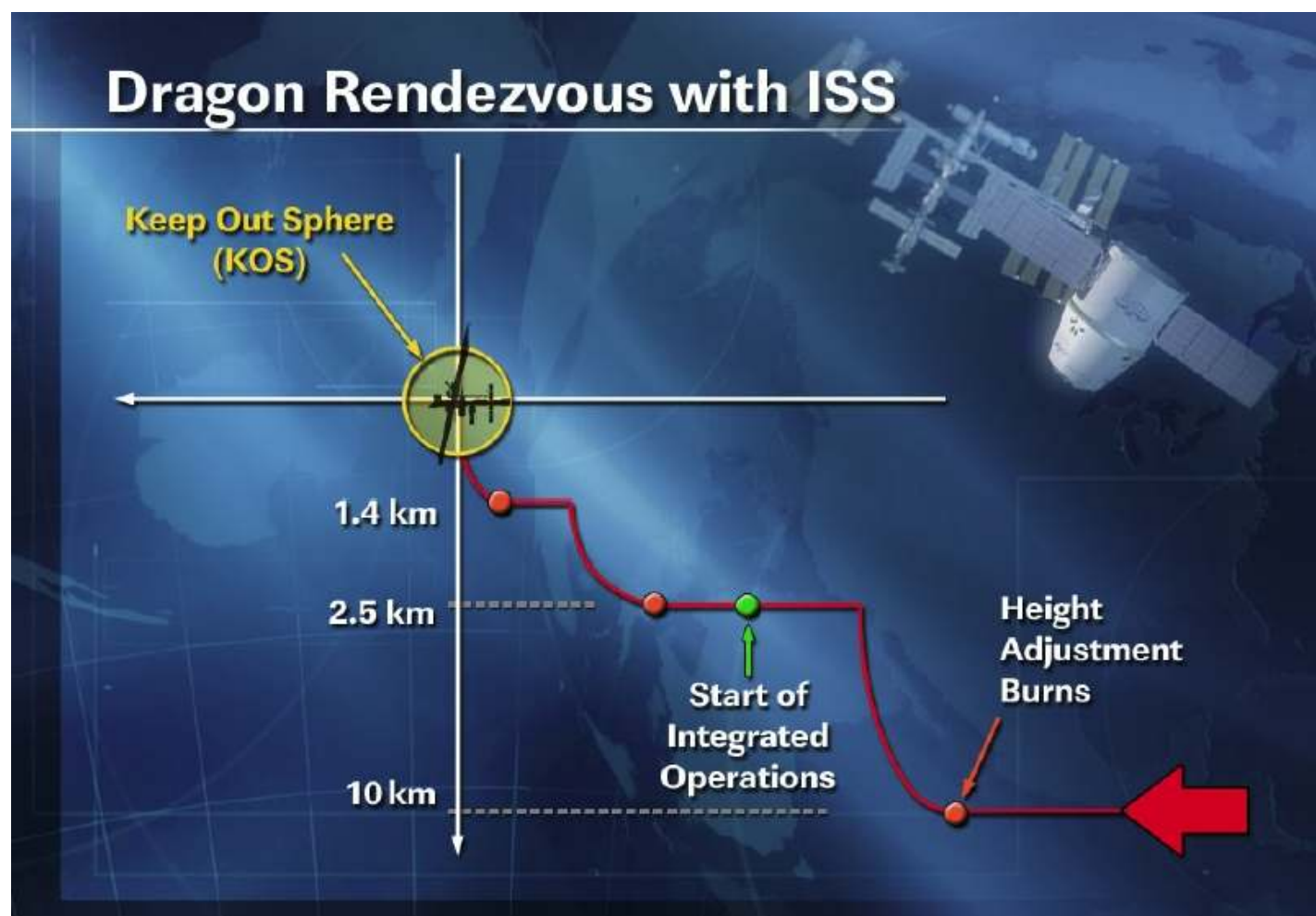
Aproximando-se da estação espacial internacional

À medida que a Dragon persegue a estação espacial internacional, a cápsula irá estabelecer comunicações UHF utilizando a unidade CUCU (*COTS Ultrahigh-frequency Communication Unit*). Da mesma forma, e utilizando o CCP (*Crew Command Panel*) a bordo da ISS, a tripulação irá interagir com a Dragon para monitorizar a aproximação. Esta capacidade para a tripulação para enviar comandos para a Dragon é importante durante as fases de aproximação, encontro, separação e partida.

Durante a aproximação final à estação, são verificados todos os parâmetros com o Controlo de Missão em Houston e a equipa da SpaceX em Hawthorne para permitir uma queima dos motores da Dragon que trará a cápsula a 250 metros de distância da ISS. Nesta distância, a Dragon começa a utilizar os seus sensores de proximidade compostos por sistemas de observação térmicos e LIDAR. Estes sistemas irão confirmar que a posição e a velocidade da Dragon são precisos ao comparar a imagem LIDAR que a Dragon recebe em relação às imagens térmicas. A equipa de controlo de voo da Dragon em Hawthorne, com o auxílio da equipa de controlo de voo da NASA localizada na *International Space Station Flight Control Room* no Centro Espacial Johnson, irá comandar a cápsula para se aproximar da estação a partir da sua posição a 250 metros.

Após outra consulta entre as duas equipas de controlo, é permitido à Dragon entrar na denominada *Keep-Out Sphere* (KOS). Este é um círculo imaginário a 200 metros em torno da estação que previne o risco de colisão. A cápsula prossegue então até uma posição a

30 metros da estação e irá parar de forma automática. Aqui, outra consulta entre as equipas é levada a cabo e depois a cápsula prossegue até 10 metros de distância da ISS, sendo este o ponto de captura. Uma consulta final é executada e a equipa de controlo em Houston notifica a tripulação da ISS que podem capturar a Dragon com o sistema de manipulação remota da ISS.



Com a Dragon ancorada à ISS, deu-se início ao período de operações combinadas entre os dois veículos com a tripulação da estação espacial a aceder ao seu interior e a remover a carga. No dia 6 de Março o Canadarm2 removeu o módulo *HRS Grapple Fixture* da secção de carga não pressurizada da Dragon e colocou-o no sistema MBS (*Mobile Base System*) da ISS.



A Dragon regressaria à Terra a 26 de Março, sendo separada do módulo Harmony às 0810UTC pelo Canadarm2 que posteriormente libertaria a cápsula às 1056UTC. Pelas 1542UTC os motores de manobra da Dragon eram accionados durante 9 minutos e 59 segundos, fazendo com que o seu perigeu orbital baixasse para iniciar o regresso à Terra. A secção não pressurizada era separada às 1555UTC e a reentrada iniciava-se às 1614UTC. A amaregem tinha lugar no Oceano Pacífico às 1635UTC.

Atlas-V lança segundo SBIRS-GEO

Os satélites SBIRS-GEO são os olhos infravermelhos norte-americanos em órbita. A sua principal função é a de proporcionar um aviso antecipado sobre o lançamento de mísseis balísticos intercontinentais. O segundo veículo da série foi colocado em órbita a 19 de Março de 2013 pelo terceiro Atlas-V lançado em menos de dois meses.



Os satélites SBIRS-GEO

Os satélites SBIRS-GEO (*Space Based Infra Red Sensor - Geostationary*) são a componente geostacionária do programa SBIRS-High que substituiu o sistema de satélites DSP (*Defense Support Program*) destinado ao aviso antecipado do lançamento de mísseis balísticos intercontinentais.

Os sensores a bordo dos satélites são projectados para proporcionar uma maior flexibilidade e sensibilidade do que a que estava disponível nos satélites DSP e podem detectar sinais de onda-curta e de sinais de

infravermelhos de média onda expandidos, permitindo ao sistema a realização de um maior número de missões. Estas capacidades melhoradas resultam numa precisão de previsão mais elevada para os agentes estratégicos globais.

Os satélites SBIRS-GEO são construídos pela *Lockheed Martin* e baseados na plataforma A2100M, tendo uma massa de cerca de 4.500 kg no lançamento. A bordo encontram-se dois sensores: um de rastreamento e um de fixação. A orientação dos sensores é conseguida através de espelhos de orientação nos telescópios. Os sensores de rastreamento GEO fornecem um tempo de visita mais curto do que se tinha com os satélites DSP sobre todo o seu campo de visão, enquanto que o sensor de fixação é utilizado para operações de observação faseada em área pequenas.

O programa SBIRS High recebeu a aprovação por parte da Secretaria de Defesa para a Aquisição e Tecnologia a 3 de Outubro de 1996. O elemento *SBIRS High Component*, composto por uma mistura de satélites em órbita geossíncrona (GEO), sensores em órbitas altamente elípticas (HEO - *Highly Elliptical Earth Orbit*) a bordo de outros satélites, e uma nova estação de processamento no solo, substituiu a infra-estrutura DSP entre o ano fiscal de 1999 e o ano fiscal de 2003. Este elemento é o primeiro de dois elementos previstos para fornecer uma capacidade melhorada em relação ao programa DSP. O segundo elemento, comumente conhecido como '*Low Component*', foi projectado como um programa *Major Defense Acquisition Program*, mas está a ser desenvolvido como uma parte integral do conceito global de desenvolvimento "*System of Systems*" do SBIRS.

Lançamento	Data	Veículo	Missão	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Carga
2011-019	7-Mai-11	401	AV-022	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-230 'SBIRS-GEO 1' (37481 2011-019A)
2013-011	19-Mar-13	401	AV-037	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-241 'SBIRS-GEO 2' (39120 2013-012A)

O contrato de dez anos de desenvolvimento para o SBIRS High foi entregue à *Lockheed Martin Missiles & Space* como empresa principal a 8 de Novembro de 1996. As equipas de desenvolvimento do satélite incluíam a *Aerojet* e a *Lockheed Martin Federal Systems* para o fornecimento do sistema de controlo do satélite, processamento de dados e telemetria da missão e operações de seguimento; a *Northrop Grumman* para o fornecimento da principal carga de sensores de infravermelhos; e a *Honeywell* para o processamento de dados a bordo.

Em finais de 2005 o programa foi encurtado para o desenvolvimento de três satélites devido aos elevados custos de produção. Porém, esta decisão foi revertida mais tarde dado não haver uma alternativa viável ao SBIRS-GEO. Em Junho de 2009 foi encomendado um terceiro satélite e em Janeiro de 2004 foi a vez de um quarto satélite juntamente com a opção para o desenvolvimento do SBIRS-GEO 5.

O foguetão Atlas-V/401

A ULA

A 2 de Maio de 2005 a *Boeing Company* e a *Lockheed Martin Corporation* anunciaram a intenção de formar uma empresa conjunta denominada *United Launch Alliance* (ULA) que juntava assim duas das mais experientes e bem sucedidas companhias que suportaram a presença americana no espaço por 50 anos. Em conjunto os lançadores Atlas (*Lockheed Martin*) e Delta (*Boeing*) transportaram mais de 850 cargas para a órbita terrestre e não só, desde satélite meteorológicos, de telecomunicações, veículos militares, satélites científicos e sondas interplanetárias que alargaram o nosso conhecimento do Universo.

A ULA proporciona assim dois veículos capazes de proporcionar um acesso seguro, económico, fiável e eficiente ao espaço para as missões governamentais americanas, continuando assim uma tradição de apoio às iniciativas espaciais estratégicas norte-americanas com soluções de lançamento avançadas e robustas.

A equipa da ULA engloba mais de 3800 funcionários que trabalham em locais espalhados pelos Estados Unidos. A sede da empresa está situada em Denver, Colorado, com a maior parte das actividades de engenharia e administrativas consolidadas nas instalações da *Lockheed Martin Space Systems Company*. As operações de integração e montagem estão localizadas nas instalações de fabrico e montagem da Boeing em Decatur, Alabama. As estruturas mecânicas do Atlas-V, fabrico da ogiva de protecção, do sistema de adaptação e montagem são levadas a cabo em Harlingen, Texas.

As instalações de lançamento utilizadas pela ULA são o SLC-17 (Plataformas A e B), SLC-37 (foguetões Delta-2 e Delta-4, respectivamente) e o SLC-41 (Atlas) no Cabo Canaveral, e SLC-2W (Delta-2), SLC-6 (Delta-4) e o SLC-3E (Atlas-V) na Base Aérea de Vandenberg.

Breve história dos lançadores Atlas

O míssil balístico Atlas teve a sua origem requisição feita pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) em Outubro de 1945, que conduziu ao desenvolvimento durante a década de 50 dos mísseis Atlas, Navaho, Snark, Matador e Mace. Em 10 de Janeiro de 1946 foram submetidas duas propostas para a construção de mísseis com um alcance de 11.100 km, sendo uma das proposta a de um míssil alado e propulsionado a jacto e a outra proposta e de um míssil supersónico, de trajetória balística e propulsionado por foguetão. A proposta do míssil balístico incluía o aparecimento de novas tecnologias, tal como o desenho de uma estrutura de peso reduzido através do uso de tanques de combustível de parede única e incluídos numa única estrutura monocoque que seria mantida rígida através da pressão interna. A performance deste míssil era quase do tipo “*single-stage-to-orbit*” ao se dar a separação dos motores de ignição inicial durante a ascensão.

A 19 de Abril de 1946 a *Consolidated Vultee Aircraft Corporation (Convair)* foi incumbida de construir e testar dez mísseis MX-774 Hiroc de forma a verificar e validar as propostas do novo míssil. Os testes do MX-774 iniciaram-se em San Diego em 1947, mas em Junho desse ano a *Convair*, empresa que propusera as duas propostas iniciais à USAF era informada que havia perdido o concurso para o novo míssil, sendo os contratos atribuídos às empresas *Northrop* e *Martin* que deveriam desenvolver a tecnologia dos mísseis alados e subsónicos.

Os cortes no orçamento para a defesa dos Estados Unidos forçaram a USAF a terminar o contrato com a *Convair* em Julho de 1947, e isto a apenas três meses da data prevista para o primeiro voo. Porém, os fundos ainda disponíveis permitiram a realização de três testes do MX-774 no *White Sands Proving Ground* entre Julho e Dezembro de 1947. Posteriormente, a *Convair* prosseguiu estudos auto-financiados do projecto.

Porém, o início da Guerra da Coreia e o surgimento da Guerra Fria fizeram com que se desse um aumento nos fundos para a defesa e a *Convair* recebeu um novo contrato em Setembro de 1951 para desenvolver o MX-1593, por forma a iniciar o desenho de um míssil balístico incorporando as características já validadas pelo MX-774. Em 1953 a *General Dynamics*, uma nova divisão da *Convair*, apresenta à USAF um programa acelerado de desenvolvimento do novo míssil. O anúncio público do desenvolvimento do Atlas só surge a 16 de Dezembro de 1954.

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de «um estágio e meio» no qual todos os motores entram em ignição antes da decolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento.

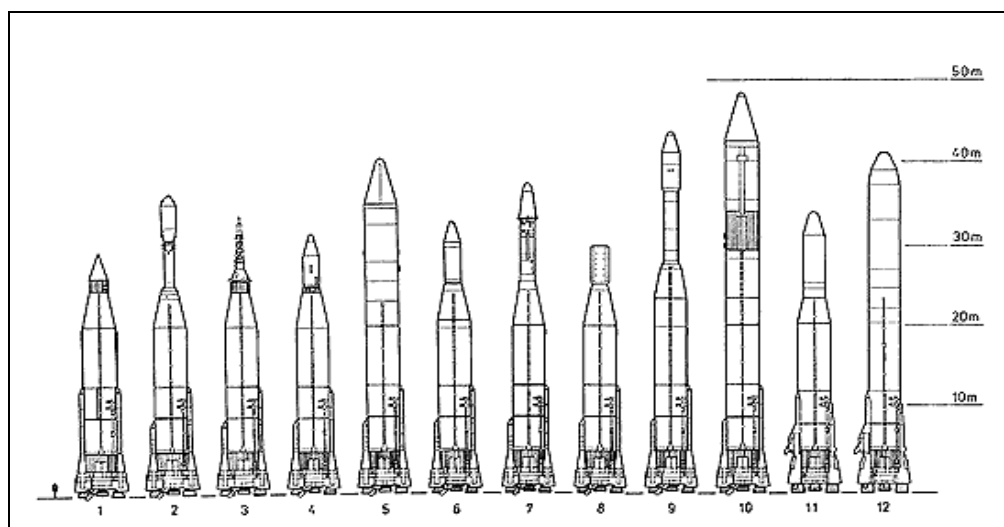
A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na *Convair* o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu míssil. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento do Atlas recebe a classificação de prioridade nacional quando os relatórios dos serviços secretos indicam que a União Soviética está adiantada no desenvolvimento da tecnologia dos mísseis balísticos intercontinentais. O projecto torna-se num dos programas mais complexos de desenvolvimento, produção e teste jamais levados a cabo nos Estados Unidos e em certa parte comparável ao Projecto Manhattan.

O primeiro teste do sistema de propulsão tem lugar a 21 Junho de 1956 na Base Aérea de Edwards e resulta num fracasso. Um novo teste realizado no dia seguinte, no qual o motor teve uma ignição de 4s, é coroado de sucesso. Os primeiros veículos de teste são terminados no final desse ano. O primeiro voo do Atlas-A (Atlas-A 4A) tem lugar a 11 de Junho de 1957 e o veículo é destruído devido a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. Um segundo teste (Atlas-A 6A) tem lugar a 25 de Setembro de 1957 e o veículo é novamente destruído, desta vez aos três minutos de voo devido novamente a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. O primeiro voo com sucesso do Atlas-A (Atlas-A 12A) ocorre a 17 de Dezembro de 1957 com o míssil a atingir o alvo localizado a 965 km.

O primeiro míssil operacional, o Atlas-D, constituiu a base do lançador das cápsulas tripuladas do Programa Mercury. Utilizando os estágios superiores Agena e Centaur, o Atlas tornou-se no lançador médio por excelência dos Estados Unidos sendo utilizado para lançar veículos para a órbita geossíncrona e sondas planetárias.

O quadro seguinte resume os veículos da família Atlas desenvolvidos desde os anos 50.

Veículo Atlas	Características
MX-774	Estudo da <i>Consolidated-Vultee</i> para demonstrar a tecnologia que posteriormente seria utilizada no Atlas.
Atlas-A	Primeiro modelo de teste do míssil balístico intercontinental Atlas (Atlas ICBM).
Atlas-B	Primeira versão completa do Atlas ICBM, possuindo motores separáveis e um único motor de sustentação.
Atlas-C	Última versão de desenvolvimento do Atlas ICBM. Nunca esteve operacional nem tão pouco foi utilizado como lançador espacial.
Atlas-D	Primeira versão operacional do Atlas ICBM e posteriormente utilizado no Programa Mercury.
Atlas-Vega	Projecto que consistia num lançador Atlas equipado com um estágio superior de combustível armazenável. Foi planeado pela NASA como lançador para sondas planetárias e de estudo do espaço profundo antes da disponibilidade do Atlas-Centaur. O desenvolvimento do veículo já era adiantado quando a NASA se apercebeu que a USAF e a CIA já possuíam um lançador virtualmente idêntico em desenvolvimento, o Atlas-Hustler (posteriormente Atlas-Agena) que seria utilizado para as missões Corona de reconhecimento fotográfico. O Atlas-Vega acabou então por ser cancelado.
Atlas-E	Versão inicial totalmente operacional do Atlas ICBM. Sendo utilizado entre 1960 e 1966, era distinto do Atlas-F no seu sistema de orientação. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-F	Última versão operacional do Atlas ICBM, sendo distinto do Atlas-E no seu sistema de orientação. Foi utilizado entre 1961 e 1966. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-Able	Veículo Atlas equipado com um segundo estágio baseado no lançador Vanguard.
Atlas LV-3A / Agena-A	Inicialmente o Agena era designado como Hustler. O veículo era baseado no motor de propulsão nuclear
Atlas LV-3A / Agena-B	Utilização de um estágio superior Agena melhorado.
Atlas LV-3B / Mercury	Utilizado no Projecto Mercury.

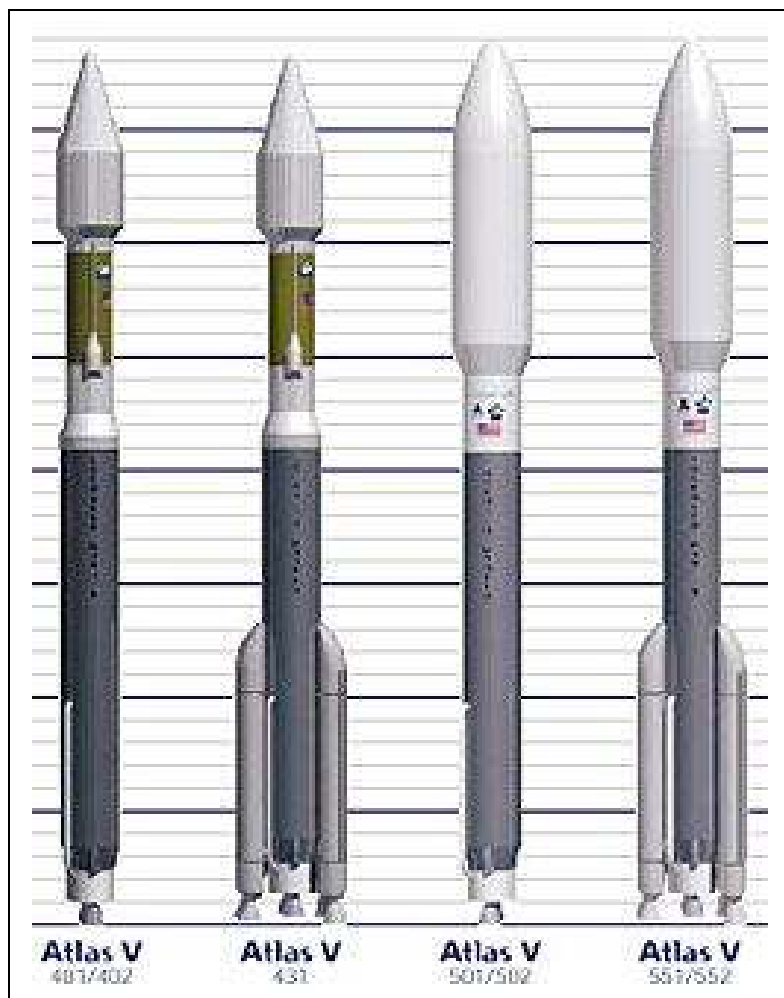


As diferentes versões do lançador Atlas ao longo da História: 1 – Atlas-B Score; 2 – Atlas-Able; 3 – Atlas LV-3 Mercury; 4 – Atlas LV-3 Agena; 5 – Atlas LV-3C Centaur; 6 – Atlas SLV-3 Agena-B; 7 – Atlas SLV-3 Agena-D; 8 – Atlas-E OV-1; 9 – Atlas SLV-3A Agena-D; 10 – Atlas SLV-3D Centaur D-1A; 11 – Atlas-E; 12 – Atlas Agena-D.

A família Atlas-V

A família de lançadores Atlas-V oferece diferentes versões do mesmo veículo que podem ser utilizadas para colocar em órbita todo o tipo de cargas. O Atlas-V foi desenvolvido de forma a satisfazer as necessidades da USAF ao abrigo do programa EELV (*Evolved Expendable Launch Vehicle*) e da demanda internacional por parte da ILS (*International Launch Services*) para satisfazer os seus clientes comerciais e governamentais.

Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booster*), o Atlas-V divide-se em duas versões: o Atlas-V 400 e o Atlas-V 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-V 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentando assim a sua capacidade de carga útil.



Tanto a versão 400 como a versão 500 utilizam como segundo estágio uma versão alongada do estágio Centaur (CIII). O CIII pode ser utilizado com somente um motor (*Single-Engine Centaur*) ou então com dois motores (*Dual-Engine Centaur*).

O Atlas-V pode ser lançado a partir do SLC-41 (*Space Launch Complex-41*) do *Cape Canaveral Air Force Station* ou então do SLC-3W (*Space Launch Complex-3W*) da *Vandenberg Air Force Base*.

De forma geral o Atlas-V é um lançador a dois estágios podendo ser auxiliado por um máximo de cinco propulsores sólidos acoplados ao primeiro estágio. Pode colocar 12.500 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou então 5000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Durante o lançamento é capaz de desenvolver 875.000 kgf, tendo um peso de 546.700 kg. O seu comprimento total é de 58,3 metros e o seu diâmetro base atinge os 5,4 metros.

O primeiro estágio do Atlas-V, o CCB, tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306.914 kg e um peso sem combustível de 22.461 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.286 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome oxigénio líquido (LOX) e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 5.393 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.050 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 150 s.

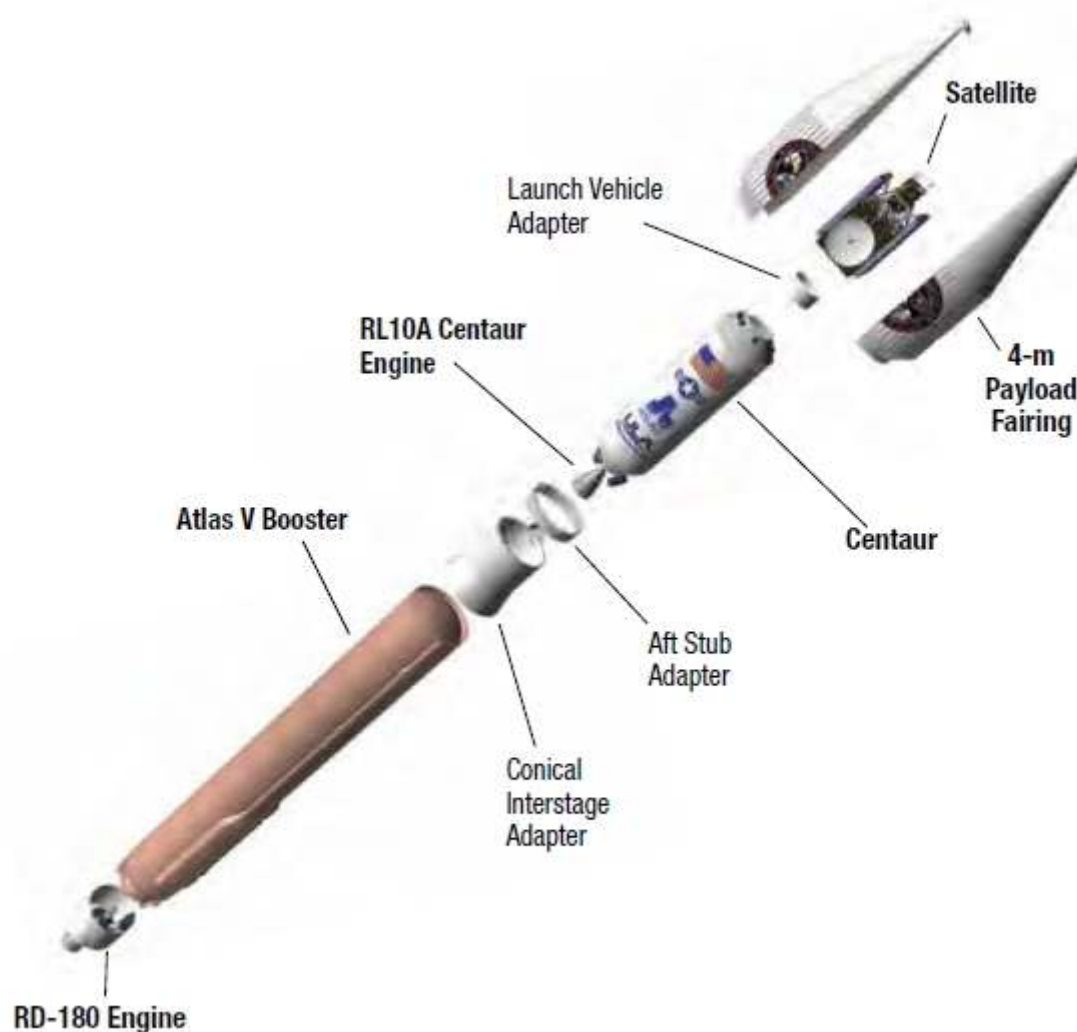
O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a sua potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos veículos espaciais). Durante o primeiro voo do Atlas-3 (no qual o RD-180 também foi utilizado), o motor utilizou somente 74% do máximo de 423.286 kgf que pode desenvolver na fase inicial do lançamento e nos três minutos seguintes aumentou a potência até 92% do total, voltou a diminuir para 65% e a aumentar para 87%. Assim, a capacidade de aumentar e diminuir a potência do motor significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a carga que transporta, permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível. O RD-150 foi certificado para a utilização no Atlas-V através de uma série intensiva de testes levados a cabo pela *NPO Energomash*, *Khimky*, e sob a direcção da *Lockheed Martin*.

Podendo usar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, pesando cada um 40.824 kg e tendo um comprimento de 17,7 metros e um diâmetro de 1,6 metros. Desenvolvidos pela *Aerojet*, cada propulsor desenvolve no lançamento uma força de 130.000 lgf, tendo um Ies de 275 s e um Ies-nm de 245 s e um Tq de 94 s.

O segundo estágio do Atlas-V, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22825 kg e um peso sem combustível de 2.026 kg. Desenvolve uma força de 10.115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney*, consumindo LOX e LH₂. O RL-10A-4-2

tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. No lançamento desenvolve uma força de 10.110 lgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (em metros). Assim, por exemplo quando temos um veículo Atlas-V/400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-V/400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-V/500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.



O complexo de lançamento Space Launch Complex-41 (SLC-41)

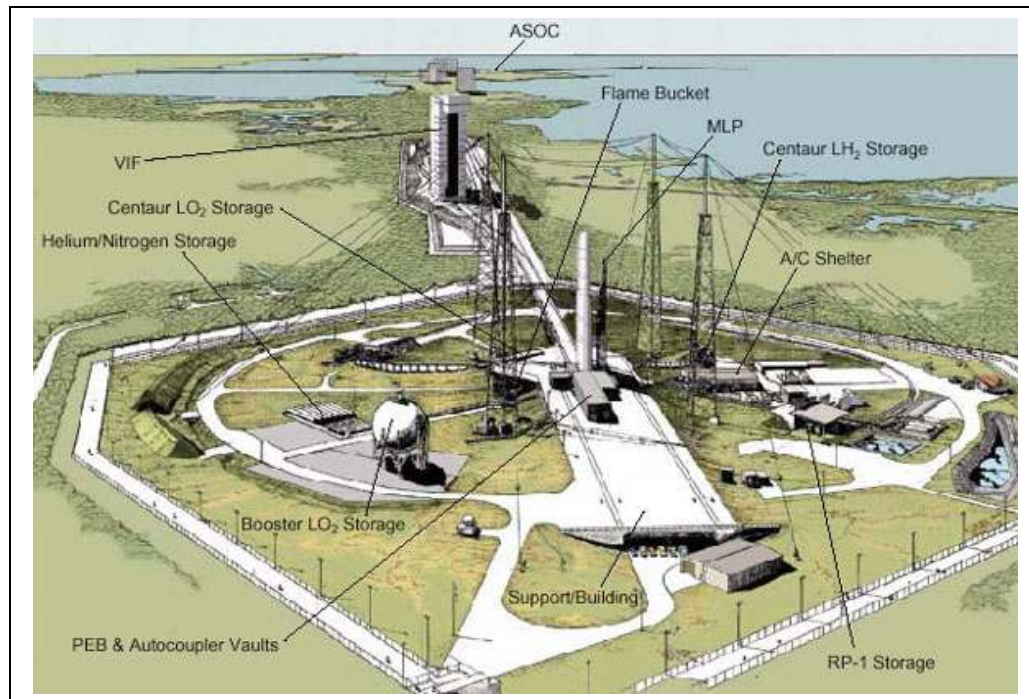
A construção do SLC-41 foi iniciada em Abril de 1965 e terminada nesse mesmo ano. Foram necessários mais de 6,5 milhões de metros cúbicos de terra provenientes do Rio Banana, para se fazerem as fundações do complexo, composto por uma torre de serviço móvel MST (*Mobile Service Tower*) e por uma torre umbilical UT (*Umbilical Tower*) que faziam parte das instalações de lançamento dos foguetões Titan. A MST tinha uma altura de 80,7 metros e pesava mais de 2.268 t. Por seu lado a UT atingia os 53,3 metros de altura e pesava 907,2 t.

A USAF aceitou o complexo a 12 de Dezembro de 1965 e utilizou-o pela primeira vez no dia 21 de Dezembro de 1965 para lançar um foguetão Titan-IIIC⁸. Nos anos seguintes o complexo e a plataforma foram utilizados como ponto de partida para várias missões históricas como a Voyager-1, Voyager-2, Viking-1 e a Mars Pathfinder.

⁸ Neste lançamento o foguetão Titan IIIC (3C-8) foi lançado às 1400:01UTC e colocou em órbita os satélites Transtage- 8 (01863 1965-108A); OV2-3 (01863 1965-108A); LES-3 (01941 1965-108D); LES-4 (01870 1965-108B) e Oscar-4 (01902 1965-108C). O OV2-3 permaneceu ligado ao Transtage-8.

Em 1986 o complexo sofreu uma renovação para albergar o lançamento dos foguetões Titan-IV. O primeiro lançamento desta nova versão do Titan deu-se a 14 de Junho de 1989⁹ e o último a 9 de Abril de 1999¹⁰.

De forma a compreender a natureza do SLC-41 ajudará visualizando o tamanho do foguetão Titan-IV. Atingindo mais de 34 metros de altura, 10 metros de diâmetro, pesando mais de 861,8 t e gerando mais de 635 t de força no lançamento, o Titan-IV equipado com um estágio superior Centaur era capaz de colocar uma carga de 5,4 t numa órbita geossíncrona. Cargas ainda mais pesadas poderiam ser colocadas em órbitas mais baixas ou em órbitas polares.



A evolução da tecnologia levou a que o Titan-IV fosse considerado obsoleto, tendo a USAF contratado a *Lockheed Martin* para desenvolver um novo sistema de lançamento que é agora o Atlas-V. Os engenheiros da *Lockheed* foram encarregues de desenvolver não só o novo lançador, mas também as instalações de lançamento do novo veículo. Assim, o SLC-41 teve de sofrer uma transformação para albergar o seu novo vector de lançamento. A primeira fase da transformação do complexo passou pela remoção das velhas torres para que as novas torres pudessem ser construídas. A empresa *Olshan Demolishing Management* foi contratada para desmontar e demolir o velho complexo. O plano inicial previa que as torres fossem desmontadas

peça por peça, porém devido ao facto que o calendário dos trabalhos foi progressivamente atrasado devido às investigações relacionadas com acidentes com o Titan-IV, a *Olshan* optou por contratar a empresa *Dykon, Inc.*, para demolir as torres utilizando explosivos. Nesta fase colocava-se o receio das explosões danificarem de qualquer de uma maneira ou de outra o Complexo de Lançamento 39 utilizado pelos veículos espaciais, pois estas estruturas localizam-se muito perto do SLC-41.

Depois de serem asseguradas todas as medidas de segurança, a USAF deu luz verde para a demolição das torres que veio a acontecer a 14 de Outubro de 1999. Depois das torres serem abatidas, a *Olshan* iniciou um processo de reciclagem. Durou mais de oito semanas para cortar a torre em pedaços que pudessem ser manejáveis e posteriormente transportados para um edifício situado em Port Canaveral, onde foram recicladas.

Actualmente o SLC-41 é um dos mais sofisticados existentes no planeta e representa a maior alteração na filosofia da indústria de foguetões dos Estados Unidos nos últimos anos. O SLC-41 foi transformado na primeira “*clean pad*” a ser utilizada pelos americanos. Este conceito passa por montar o foguetão num edifício de montagem em vez de se montar o lançador por estágios na própria plataforma de lançamento como se fazia desde os primórdios do programa espacial americano. Sendo montado no edifício de montagem, o lançador é posteriormente transportado para a plataforma de lançamento algumas horas antes da ignição. A “*clean pad*” significa também que a utilização de grandes torres de serviço na plataforma de lançamento deixam de ser necessárias. Da mesma forma, o espaço de tempo gasto na preparação dos lançadores fica mais reduzido e deixam de existir problemas relacionados com as convencionais plataformas de lançamento que podem atrasar o início de uma missão por vários meses.

O centro nevrálgico do SLC-41 é o denominado *Atlas-V Spaceflight Operations Center* (ASOC), combinando num só lugar o que anteriormente estava espalhado por diversos locais. O edifício onde está localizado o ASOC era anteriormente utilizado para processar os propulsores laterais de combustível sólido utilizados pelo Titan-IV, sendo completamente reformulado e expandido pela *Lockheed*. Situado a 6,6 km da plataforma de lançamento, é neste edifício multiusos para onde o estágio Atlas-V e o estágio superior Centaur são transportados logo após a chegada ao Cabo Canaveral e vindos das oficinas em Denver, Colorado. Aí, os técnicos da *Lockheed* podem realizar vários testes nos estágios e depois armazená-los temporariamente até ser altura de serem transportados para

⁹ Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-1 / 45D-1) foi lançado às 1318UTC e colocou em órbita o satélite militar DSP-F14 (20066 1989-046A).

¹⁰ Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-32 / 4B-27) foi lançado às 1701:00UTC e colocou em órbita o satélite militar USA-142 DSP-F19 (25669 1999-017A).

o edifício de montagem para serem preparados para o lançamento. No interior do ASOC também está situado o centro de controlo de lançamento que alberga os técnicos oficiais da missão, as equipas de engenheiros da *Lockheed*, clientes e os técnicos que controlam a contagem decrescente.



O centro de controlo possui doze consolas de controlo no primeiro andar destinadas à equipa que dirige o lançamento. Entre estas consolas encontra-se a posição do Director de Lançamento, do Assistente do Director do Lançamento, as posições de controlo e monitorização dos propolentes do Atlas e do Centaur, a posição do controlo de voo e de sistemas eléctricos do lançador, a posição de controlo do software no solo, a posição de controlo das instalações eléctricas, posição de controlo ambiental, de segurança e do monitor que controla os limites de emergência que podem ser atingidos. Ainda no primeiro andar do edifício existem duas salas, situadas à direita da equipa que controla o lançamento, onde está localizada a rede de informática do computador principal e uma estação de controlo operacional por satélite.

No segundo andar do edifício existem três salas que albergam a equipa de engenheiros responsáveis pelo lançador, a equipa que controla a carga transportada e a equipa principal de directores do lançamento. É nesta sala que se toma a decisão final de lançar ou não lançar o Atlas-V. Ainda neste piso existem duas salas com lugares sentados e pontos de observação para engenheiros e clientes observarem o decorrer da contagem decrescente e do lançamento.

A parede frontal da sala do centro de controlo está equipada com vários relógios, mostradores da contagem regressiva, emblemas e um ecrã de vídeo que mostra várias imagens da plataforma de lançamento recolhidas de diferentes ângulos, além de vários gráficos de diferentes dados.

Sendo controlados a partir do ASOC, o Atlas-V é montado no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*). Este edifício, que começou a ser construído em Janeiro de 1999, tem uma altura máxima de 90 metros e está localizado a 550 metros da plataforma de lançamento. No seu interior está situado um guindaste de 60 t com uma capacidade de levantar os diferentes segmentos do Atlas-V e colocá-los na plataforma móvel de lançamento. Após a verificação dos diferentes estágios no ASOC, estes são transportados na horizontal para o VIF. O CCB segue em primeiro lugar, seguido pela secção cilíndrica que compõe o inter-estágio e do estágio Centaur. A última peça deste lego é a secção “boat-tail”. As missões futuras serão também aqui colocados os propulsores laterais de combustível sólido.

Após a montagem, o lançador passa por mais uma série de testes antes da carga a transportar ser entregue no VIF para montagem. O satélite é processado e abastecido do seu combustível de manobra num local separado do VIF e que tanto pode ser as instalações comerciais da *Astrotech* localizadas em Titusville, a 35 km de distância, ou então num edifício governamental caso se tratem de cargas militares ou da NASA. Após o processamento o satélite é colocado no interior de um contentor de segurança e protecção antes de deixar o edifício de processamento e de iniciar a sua viagem até ao SLC-41. No SLC-41 é levantado até ao nível superior

do estágio Centaur e colocado no seu topo. Segue-se um teste IST (*Integration Systems Test*) entre o foguetão lançador e a sua carga para confirmar uma boa ligação entre os dois e que ambos estão prontos para o lançamento. Segue-se o transporte até à plataforma de lançamento.

O VIF foi construído de forma a suportar ventos de furacão até uma velocidade de 225 km/h. Possui várias plataformas móveis que possibilitam o acesso às diferentes zonas do foguetão e está equipado com uma porta reforçada com uma largura de 12,5 metros e uma altura de 84 metros que se recolhe na vertical, permitindo o transporte dos vários estágios do Atlas-V para o interior do edifício e a posterior saída do lançador para a plataforma de lançamento. Na construção do VIF foram utilizados 200 camiões de cimento (que equivaleram a 1.376 m³ de cimento) para a construção das suas fundações e 3.250 t de aço para a construção das suas paredes.

Lançamento	Data	Veículo	Missão	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Carga
2011-040	5-Ago-11	551	AV-029	Cabo Canaveral	SLC-41	Juno (37773 2011-040A)
2011-070	26-Nov-11	541	AV-028	Cabo Canaveral	SLC-41	Mars Science Laboratory 'Curiosity' (37936 2011-070A)
2012-009	24-Fev-11	551	AV-030	Cabo Canaveral	SLC-41	MUOS-1 (38093 2012-009A)
2012-019	4-Mai-12	531	AV-031	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-235 'AEHF-2' (38254 2012-019A)
2012-033	20-Jun-12	401	AV-023	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-236 'NROL-38 Drake' (38466 2012-033A)
2012-046	30-Ago-12	401	AV-032	Cabo Canaveral	SLC-41	RBSP-A (38752 2012-046A) RBSP-B (38753 2012-046B)
2012-071	11-Dez-12	501	AV-034	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-240 X-37B-1 'OTV-3' (39025 2012-071A)
2013-004	31-Jan-13	401	AV-036	Cabo Canaveral	SLC-41	TDRS-11 'TDRS-K' (39070 2013-004A)
2013-008	11-Fev-13	401	AV-035	Vandenberg AFB	SLC-3E	Landsat-8 (LDCE) (39084 2013-008A)
2013-011	19-Mar-13	401	AV-037	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-241 'SBIRS-GEO 2' (39120 2013-011A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Atlas-V. Tabela: Rui C. Barbosa.

Estatísticas¹¹

619º Lançamento de um Atlas desde 1957
 329º Lançamento de um Atlas desde Cabo Canaveral
 208ª Missão de um estágio Centaur
 185ª Utilização de um Centaur por um foguetão Atlas
 37º Lançamento de um Atlas-V desde 2002
 58ª Missão de um *Evolved Expendable Launch Vehicle*
 31º Lançamento de um Atlas-V desde Cabo Canaveral
 29º Lançamento de um Atlas 5 da *United Launch Alliance*
 25º Voo da série 400 do Atlas-V
 17º Atlas-V a voar na configuração 401
 3º Atlas-V de 2013

Lançamento

O lançamento do foguetão Atlas-V/401 (AV-037) com o satélite SBIRS-GEO 2 teve lugar às 21:21:00,219UTC do dia 19 de Março de 2013 e todas as fases do voo decorreram como previsto. Após abandonar a plataforma de lançamento, o foguetão executou a T+17,7s uma manobra que o colocou no azimute de voo desejado para completar a missão. Na sua ascensão inicial, o lançador passava pela zona de máxima pressão dinâmica a T+1m 31s.

O final da queima do estágio Atlas tinha lugar a T+4m 3s com a separação do estágio Centaur a ocorrer a T+4m 9s. A primeira ignição do estágio Centaur tinha lugar a T+4m 19s e terminaria a T+15m 21s. Entretanto, a T+4m 27s, ocorria a separação das duas metades da carenagem de protecção.

A segunda ignição do estágio Centaur ocorreria entre T+24m 8s e T+28m 3s, altura em que tinha lugar o denominado MECO-2. A separação do satélite SBIRS-GEO 2 ocorreu a T+43m 13s. O satélite receberia a designação militar USA-241.

¹¹ Tendo por base dados da *Spaceflightnow.com*.



O regresso do Proton-M/Briz-M

Devido aos problemas registados na fase final do lançamento com o estágio Briz-M na última missão deste lançador em 2012, foi decidido adiar para 2013 o lançamento do satélite MexSat-8. Felizmente, o satélite Yamal-402 lançado a 8 de Dezembro de 2012, conseguiria atingir a sua órbita operacional utilizando os seus próprios meios de propulsão. Este problema viria a levantar novas sérias questões relativamente à utilização do estágio Briz-M e à sua fiabilidade. Após as determinações da comissão que investigou as razões que levaram aos problemas registados em Dezembro de 2012, foi dada luz verde para uma nova missão do foguetão Proton-M.

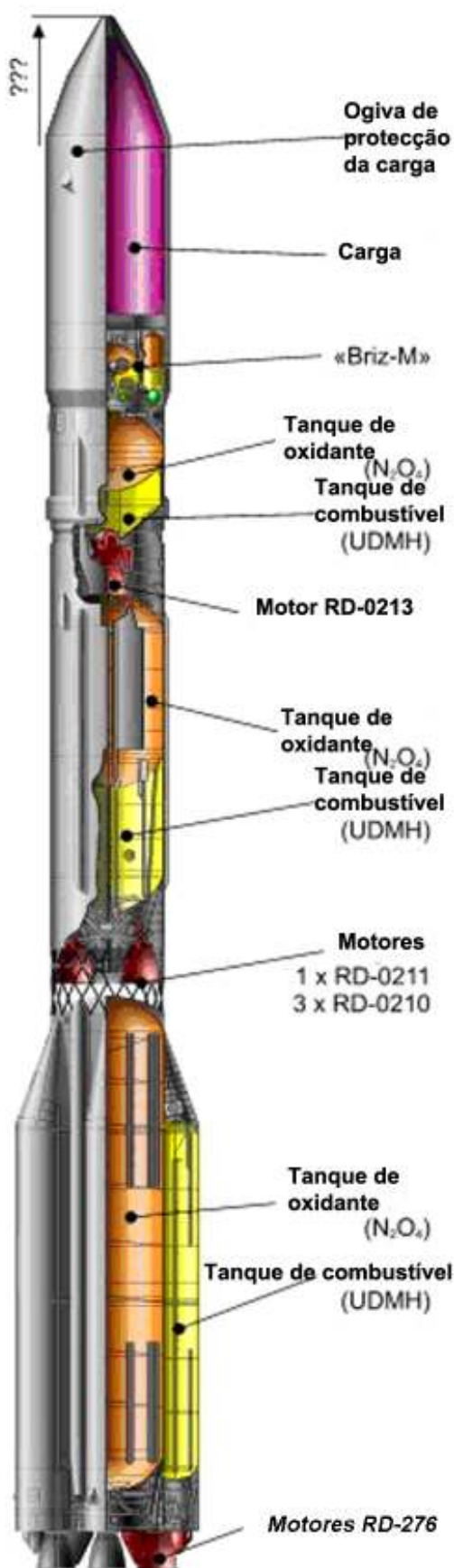
O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M

Tal como o 8K82K Proton-K (Протон-К), o 8K82KM Proton-M (Протон-М) 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).



	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 propelente (kg)		31.000	11.715	4.185	2.370	2.300
Massa do propelente (kg)		419.400	156.113	46.562	19800	15.000
Motor	-	6 X RD-276 ¹²	4 X RD-0210 ¹³	RD-0212	S5.98M	RD-58M
Propelente	-	UDMH/N ₂ O ₄	UDMH/N ₂ O ₄	UDMH/N ₂ O ₄	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

Войсковое – УР-500

Индекс ГРАУ – 8K82 «Протон»

Класс – Тяжелая ракета-носитель

Технические характеристики «Протон-М»

Длина 53 м

Диаметр 7,4 м

Стартовая масса 702 т

Число ступеней 3 шт.

Топливо / окислитель: несимметричный диметилгидразин (гептил) / тетраоксид азота

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

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-Фоб») спутников системы предупреждения о ракетном нападении
- навигационных спутников (ГЛОНАСС)
- модулей орбитальных станций («Мир» и МКС)

История

- 1 Разработана ОКБ Челомея с 1962 года как сверхтяжелая МБР для доставки к цели ВМ мощностью 100 мегатонн
- 2 Впоследствии принято решение о разработке ракеты-носителя
- 3 Первый пуск в варианте 8K82K Протон-К с разгонным блоком «Д» – 10 марта 1967 г.
- 4 Первый пуск в варианте 8K82M Протон-М с разгонным блоком «Бриз-М» – 7 апреля 2001 г.

РИАНОВОСТИ © 2011 www.rn.ru

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.

¹² 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.

¹³ Também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Nº Série	Fase	Plataforma	Satélites
2012-007	14-Fev-12	19:36:36,986	93524 / 99526	III	LC200 PU-39	SES-4 (38087 2012-007A)
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)
2012-061	02-Nov-12	21:04:00	6303656744 93532/99533	III	LC81 PU-24	Luch-5B (38977 2012-061A) 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)

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



armazenada em baterias internas. A sua massa no lançamento era de 5.474 kg e foi projectado para ter uma vida útil de 15 anos.

O novo satélite irá aumentar a actual frota de satélites da Satmex ao proporcionar serviços de banda larga, transmissão de dados e de voz, e transmissão de vídeo. O Satmex-8 irá operar na órbita geossíncrona a 114,9° de longitude Oeste.

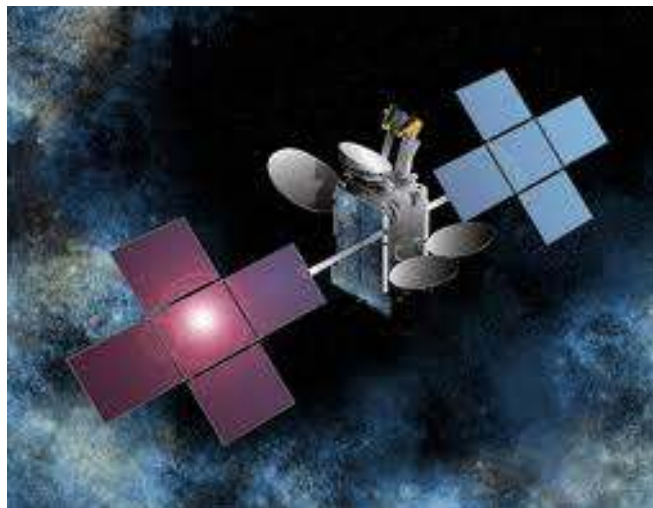
Lançamento

Esta missão estava inicialmente prevista para estágio superior Briz-M (99535) juntamente com o foguetão 8K82KM Proton-M (5115656746-93534) cujos componentes chegaram ao Cosmódromo de Baikonur a 18 de Setembro de 2012. Posteriormente, foi decidido utilizar o estágio Briz-M (99535) que chegou a Baikonur a 1 de Novembro. Porém, seria feita mais uma alteração nos componentes

Satmex-8

O satélite Satmex-8 será operado pela empresa mexicana *Satélites Mexicanos, S.A.* e foi construído pela *Space Systems/Loral* após um contrato atribuído em Maio de 2010. O satélite é baseado na plataforma LS-1300 e está equipado com 24 repetidores de banda C e 40 repetidores de banda Ku, substituindo o satélite Satmex-5 e irá proporcionar serviços FSS (*Fixed Satellite Services*) para o continente americano.

O Satmex-8 está equipado com duas asas solares contendo cinco painéis solares cada uma para a geração de energia eléctrica que é



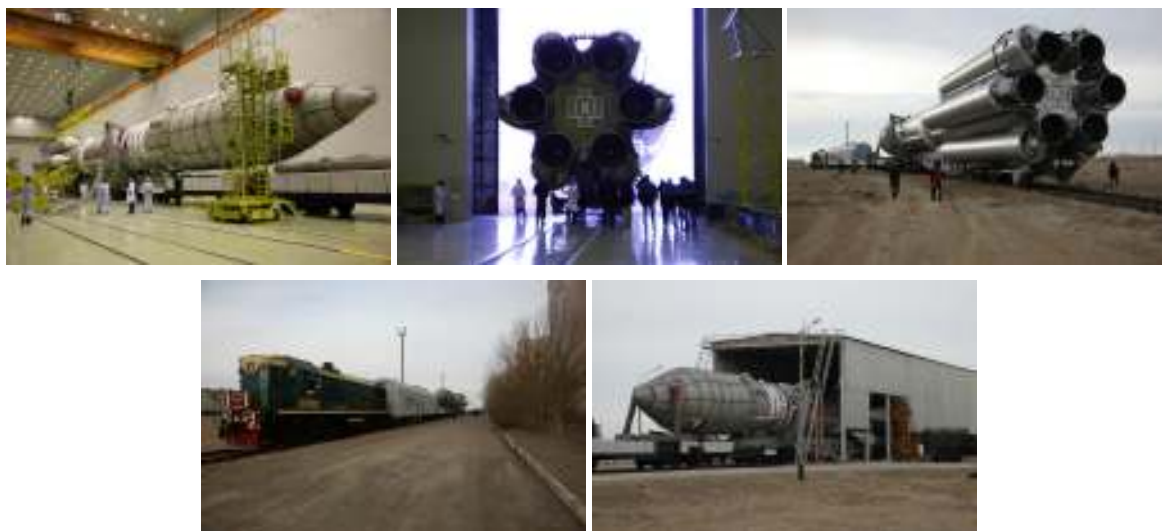
do sistema de lançamento tomando-se a decisão de se utilizar o foguetão 8K82KM Proton-M (93535) e o estágio superior Briz-M (99536). Os diferentes estágios do Proton-M chegavam ao Cosmódromo de Baikonur no dia 10 de Novembro de 2012, porém quando se procedeu à inspecção do lançador após a sua chegada ao cosmódromo, notou-se que havia sido danificado durante o transporte obrigando assim ao seu regresso às instalações da Khrunichev em Moscovo. A 20 de Novembro deixava Moscovo o foguetão 8K82KM Proton-M (93536) que estava destinado ao lançamento do satélite de comunicações Anik-G1, mas que seria utilizado agora para o lançamento do satélite Satmex-8. O satélite chegava a Baikonur a 28 de Novembro enquanto que o estágio Briz-M (99536) chegava a 5 de Dezembro.

O lançamento do Satmex-8 estava originalmente previsto para ter lugar a 13 de Outubro, sendo adiado para 8 de Dezembro e depois para 27 de Dezembro, devendo ter sido o último lançamento de 2012. No entanto, e devido aos problemas registados com o estágio superior Briz-M (99535) durante o lançamento do satélite Yamal-402 a 8 de Dezembro, o lançamento seria adiado para 2013 e esperando os resultados da comissão que iria investigar as causas do sucedido com o Briz-M (99535). O lançamento seria posteriormente agendado para as 19:15:07UTC do dia 15 de Março e depois para as 19:06:48UTC do dia 26 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 e a 21 de Março o veículo era 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 23 de Março.

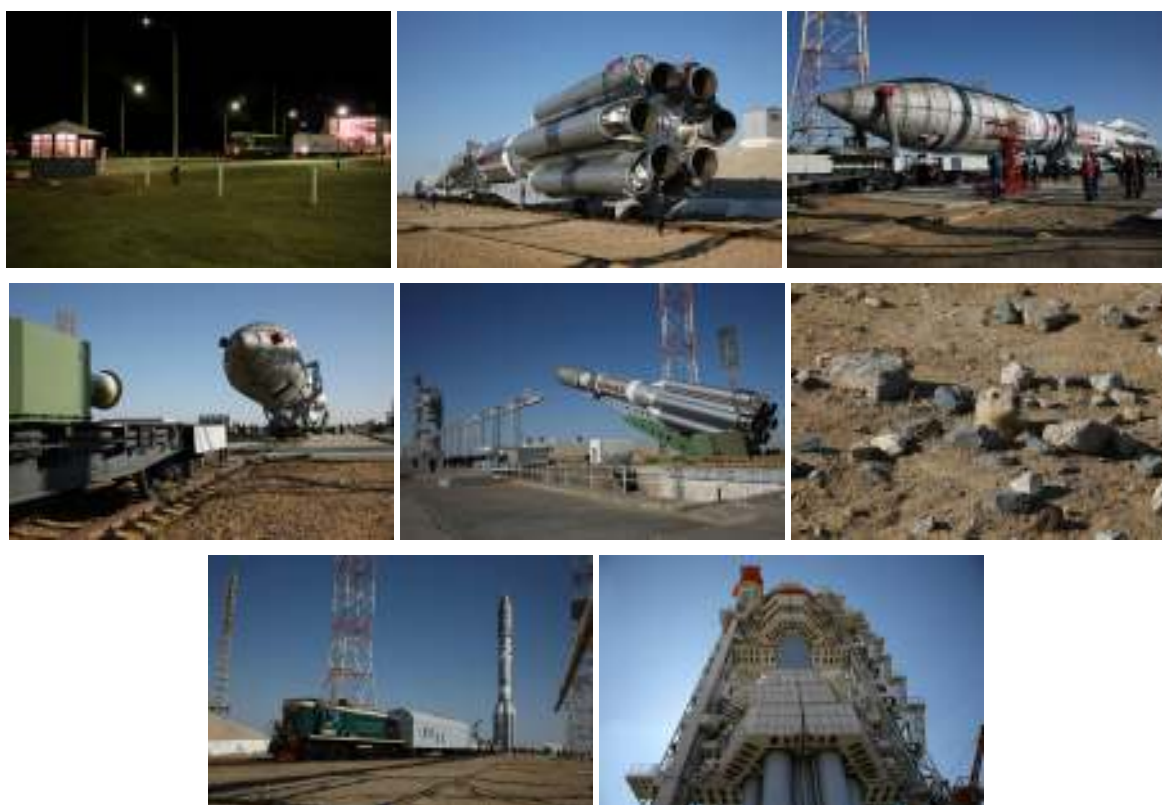


O processo de integração da carenagem em volta do satélite de comunicações Satmex-8 constituindo assim a Unidade Orbital e posterior integração desta com o foguetão lançador. Imagens: GKNPTs Khrunichev.



Transporte do foguetão lançador 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.



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

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 pela 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.



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 entravam em ignição a T-1,756s até atingirem 50% da força nominal. A força aumenta até 100% a T-0s (1906:47,973UTC do dia 26 de Março) 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

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.



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.



Remoção da torre de serviço antes do lançamento. Imagens: TsENKI.



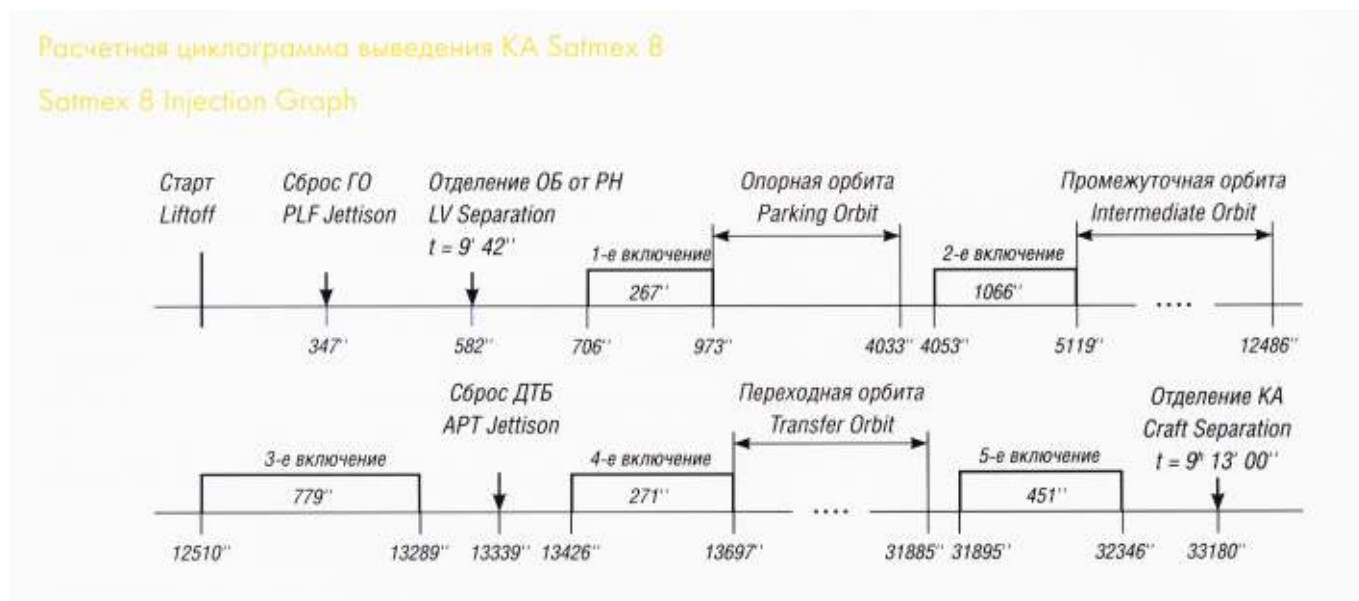
O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M. Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M (1916:30,012UTC), 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. A primeira queima do Briz-M decorre entre as 1918:34,549UTC e as 1922:58,004UTC. 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 51,33°.

A segunda queima do Briz-M é executava 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 2014:21,079UTC e as 2031:49,131UTC. 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 50,17°.





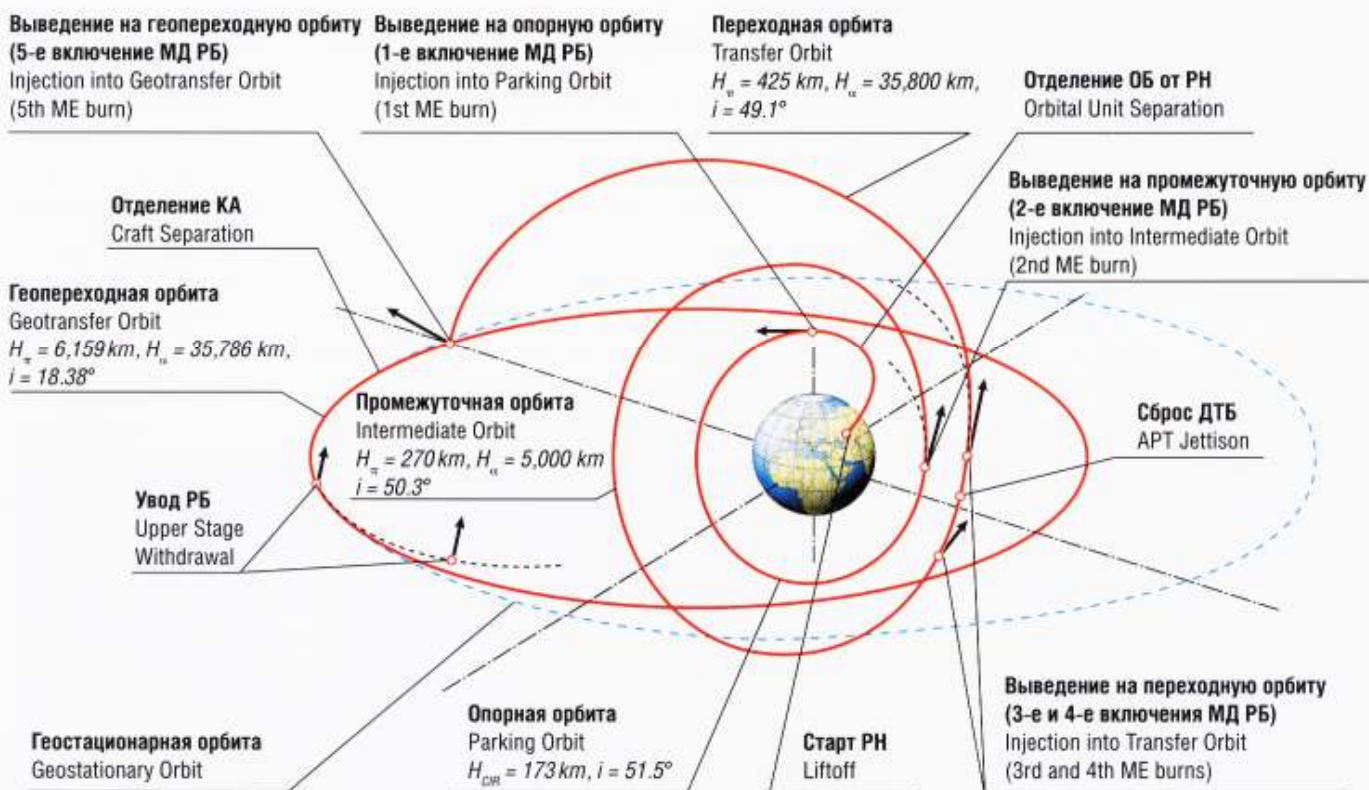
A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final. A terceira queima teve lugar entre as 2235:18,369UTC e as 2248:10,908UTC. A separação do tanque auxiliar de combustível ocorreu às 2249:01,076UTC e a quarta queima decorreu entre as 2250:33,776UTC e as 2255:00,377UTC.



A quinta e última queima do estágio Briz-M entre as 0358:23,132UTC e as 0405:50,095UTC do dia 27 de Março. A separação do satélite Satmex-8 teria lugar às 0419:33,050UTC, ficando colocado numa órbita com um perigeu a 6.159,65 km de altitude, apogeu a 35.785,86 km de altitude, inclinação orbital de 18,38° e período orbital de 750,27 minutos.

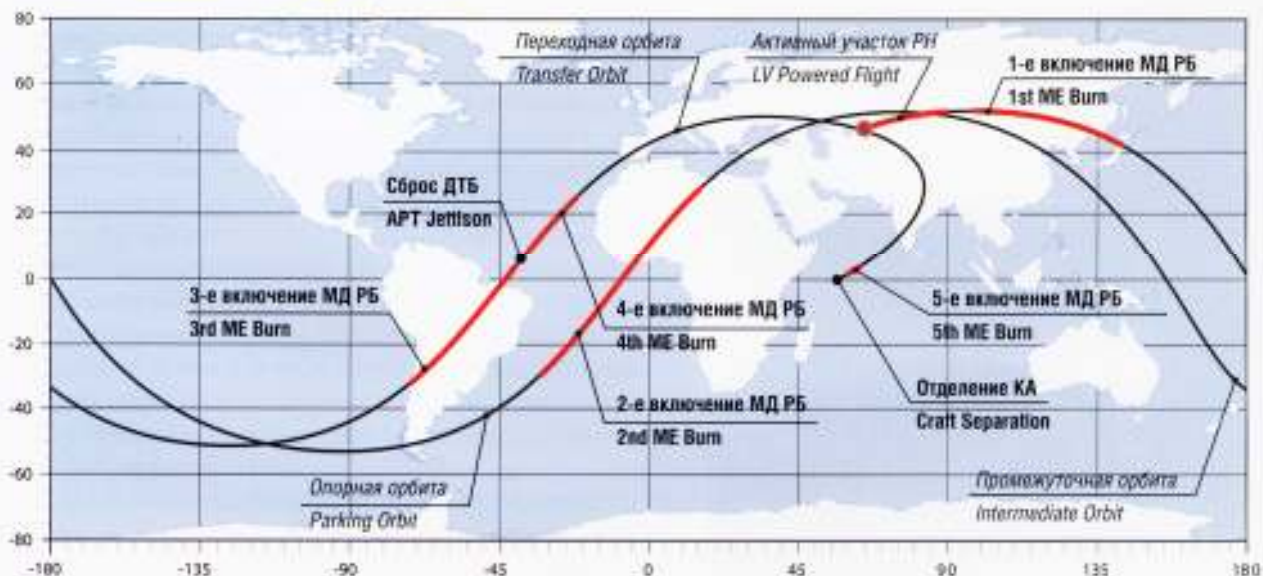
Схема полета РН «Протон-М», РБ «Бриз-М» при выведении Satmex 8 на целевую орбиту

Proton-M / Breeze-M System Trajectory



Трасса полета РН «Протон-М», РБ «Бриз-М» при выведении Satmex 8 на целевую орбиту

Proton-M / Breeze-M System Flight Path





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 • FursIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Fevereiro e Março 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 Fev.	0655:59	2013-F01 Oc. Pacífico, Odyssey	-	Intelsat-27 6.241	Zenit-3SL/DM-SL (SL36/35L)	
06 Fev.	1604:24	2013-005A Baikonur, LC31 PU-6	39072 700,00	Globalstar-M078 (1090 / 1059 / 52 / 106,71)	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat-M (H15000-011/1029/ST26)	
		2013-005B	39073 700,00	Globalstar-M093 (1109 / 1069 / 52 / 107,03)		
		2013-005C	39074 700,00	Globalstar-M094 (928 / 915 / 52,01 / 103,44)		
		2013-005D	39075 700,00	Globalstar-M095 (929 / 918 / 52,01 / 103,48)		
		2013-005E	39076 700,00	Globalstar-M096 (1414 / 1414 / 51,99 / 114,08)		
		2013-005F	39077 700,00	Globalstar-M097 (1414 / 1413 / 51,98 / 114,08)		
07 Fev.	2136:07	2013-006A CSG Kourou, ELA3	39078 6.265,00	Amazonas-3 (35793 / 35780 / 0,02 / 1436,1)	Ariane-5ECA (L568/VA212)	
			39079 3.237,80	Azerspace-1/Africasat-1a (35796 / 35778 / 0,04 / 1436,12)		
11 Fev.	1441:46	2013-007A Baikonur, LC1 PU-5	39082 7.250	Progress M-18M (ISS-50P) (416 / 403 / 51,65 / 92,76)	11A511U Soyuz-U (H15000-137)	
11 Fev.	1802:01	2013-008A Vandenberg AFB, SLC-3E2.785	39084 2.785	Landsat-8 (LDCM) (704 / 701 / 98,21 / 98,83)	Atlas-V/401 (AV-035)	
17 Fev.(?)		2013-F02 Samnan		???	Safir-1B (?)	
25 Fev.	1231:00	2013-009A Satish Dawan SHAR, FLP	39086 409,00	SARAL (785 / 783 / 98,53 / 100,54)	PSLV-C20	
		2013-009B	39087 1,00	AAUSat3 (788 / 769 / 98,63 / 100,42)		
		2013-009C	39088 148,00	SAPPHIRE (797 / 771 / 98,63 / 100,44)		
		2013-009D	39089 74,00	NEOSSat (788 / 770 / 98,63 / 100,43)		
		2013-009E	39090 6,50	STRaND-1 (785 / 770 / 98,64 / 100,4)		

2013-009F	39091	TUGSAT-1	
	14,00	(785 / 769 / 98,63 / 100,38)	
2013-009G	39092	UniBRITE	
	14,00	(785 / 770 / 98,63 / 100,39)	
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 (4925656748 93536/99536)
Baikonur, LC200 PU-39		5.474	(35878 / 35862 / 0,02 / 1440,36)
28 Mar. 2043:20	2013-013A	39125	Soyuz TMA-08M 11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-043)
Baikonur, LC1 PU-5			(416 / 403 / 51,65 / 92,76)

Outros Objectos Catalogados

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

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação
Veículo Lançador		Local de Lançamento	
01 Março	2013-010B	39116	Último estágio
Falcon-9 v1.0		Cabo Canaveral AFS, SLC-40	
01 Março	2013-010C	39117	(Destroço) Dragon CRS-2
Falcon-9 v1.0		Cabo Canaveral AFS, SLC-40	
01 Março	2013-010B	39118	(Destroço) Dragon CRS-2
Falcon-9 v1.0		Cabo Canaveral AFS, SLC-40	
17 Setembro	2009-049J	39119	(Destroço) BLITS
14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (II15000-002/1014)		Baikonur, LC31 PU-6	
19 Março	2013-011B	39121	Centaur (AV-037)
Atlas-V/401 (AV-037)		Cabo Canaveral AFS, SLC-41	
26 Março	2013-012B	39123	Briz-M (99536)
8K82KM Proton-M/Briz-M (4925656748 93536/99536)		Baikonur, LC200 PU-39	
26 Março	2013-012C	39124	Tanque Briz-M (99536)
8K82KM Proton-M/Briz-M (4925656748 93536/99536)		Baikonur, LC200 PU-39	
28 Março	2013-013B	39126	Blok-I
11A511U-FG Soyuz-FG (E15000-043)		Baikonur, LC1 PU-5	

Lançamentos orbitais previstos para Abril e Maio de 2013

Dia (UTC)	Lançador	Carga	Local
Abril			
15 (1836:00)*	8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538)	Anik-G1	Baikonur, LC200 PU-39
19 (1000:00)*	14A14-1A Soyuz-2-1A (014)	Bion-M n.º 1 BeeSat-2 BeeSat-3 SOMP OSSI-1 'G.O.D.Sat' Dove-2 AIST-2	Baikonur, LC31 PU-6
21 (2100:02)*	Antares-110 (A-ONE)	Simulador de massa Cygnus Dove-1 PhoneSat-v1a 'Alexander' PhoneSat-v1b 'Graham' PhoneSat-v2a 'Bell'	MARS Wallops Isl, LP-0A
24 (1012:16)*	11A511U Soyuz-U (J115000-138)	Progress M-19M (ISS-51P)	Baikonur, LC1 PU-5
26 (0413:05)*	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y18)	GF-1 Gaofen-1 NEE-01 Pegaso Turksat-3USAT CubeBug-1 'Capitán Beto'	Jiuquan, LC43 603
26 (0523:41)*	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (220/1047)	Cosmos 2485	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Maio			
02	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E	ZX-11 Zhongxing-11 / Supremesat-II	Xichang, LC2
04 (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
22	14A14-B Soyuz-2-1B (215)	14F137 Persona	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
28 (2032:00)	11A511U-FG Soyuz-FG (045)	Soyuz TMA-09M	Baikonur, LC1 PU-5

* 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; 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)
Sergei Aleksandrovich Volkov; Aleksey Nikolayevich Ovchinin; 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; Aleksey Nikolayevich Ovchinin; Sarah Brightman
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA

?? de Dezembro de 2015

Soyuz TMA-19M

Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA
Cosmonauta russo; Astronauta da ESA (?); Astronauta dos EUA

?? 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).

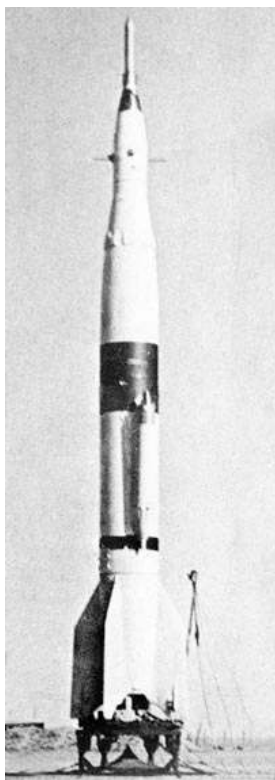
Muitas vezes são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda mas que não atingem altitudes orbitais. Estes lançamentos que não superam os 100 km de altitude, limite inferior do Espaço internacionalmente reconhecido, serão assinalados.

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

Data	Hora	Nome	Lançador	Local
07 Fev.	0821	NASA 49.001UE VISIONS	Talos-Terrier-Oriole-Nihka	Poker Flat Research Range, Alasca
13 Fev.	0910	Alvo ARAV-B	Terrier-Oriole	Kauai
13 Fev.	0915?	FTM-20	Aegis SM-3	CG-20, Oceano Pacífico
15 Fev.		NASA 41.104GT	Terrier-Improved Orion	White Sands, Novo México
?? Fev.		Julan ?	Scud	An Nasriyah, Síria
25 Fev.	0600?	Arrow	Arrow-3	Palmachin?
11 Mar.	0610?	Shark	Terrier Lynx	Wallops Island
13 Mar.			FTB	CL Barreira do Inferno, Parnamirim

Cronologia Astronáutica (LXXXVII)

Por Manuel Montes



-Outubro de 1952: Korolev começa a lançar mísseis R-2 para testes tecnológicos que se aplicarão a futuros mísseis mais avançados (programa Geran). Destaca o desenvolvimento de uma nova ogiva para ser usada no míssil R-5. Estes ensaios serão prolongados até 1956.

-1 de Outubro de 1952: São enviados ao quartel geral da USAF as características finais que deverá ter o míssil Atlas. Antecipam-se os avanços realizados no campo da miniaturização dos engenhos atômicos (que pesarão de 3 toneladas a menos de 1 tonelada), o que permitirá lançar menos peso mas de igual poder explosivo. Também se recomenda a aprovação definitiva do programa e uma atribuição de máxima prioridade. De momento, é contemplado um Atlas equipado com sete motores, mas este nível de complexidade deixará brevemente de ser necessário.

-15 de Outubro de 1952: Os RB-47 Stratojets norte-americanos começam os sobrevoos da União Soviética. Entre esta data e 8 de Maio de 1954, realizarão seis missões, duas sobre Kola e quatro sobre Sibéria. O objectivo é confirmar o lançamento de mísseis e finalizarão quando o último RB-47 é atingido por fogo de um MiG-17, chegando com dificuldade à Grã-Bretanha.

-18 de Outubro de 1952: Aparece o segundo número especial dedicado à exploração do espaço na revista Colliers. O terceiro sairá uma semana depois, com a continuação dos planos de von Braun para uma viagem tripulada à Lua. O alemão prevê que o voo custará aproximadamente de 500 milhões de dólares e que será possível cerca 15 anos depois do lançamento de uma estação orbital. Von



Braun ficará ainda mais popular com estes textos, aceitando numerosas entrevistas e aparecendo na televisão. Mais adiante, o material das revistas aparecerá em forma de livro, convenientemente ampliado. No mundo editorial começarão a surgir um maior número de obras de temática espacial.

-28 de Outubro de 1952: A companhia Chrysler recebe a carta de intenções pela qual receberá o contrato de construção em série dos futuros mísseis Redstone.

-Novembro de 1952: Uma versão melhorada do motor XLR43 do míssil Navaho, denominada XLR71, é testada numa plataforma estática. Alcança as 100.000 libras de impulso. Os Estados Unidos preparam assim a família de motores de foguetão que equiparão os seus futuros veículos.

-Novembro de 1952: Alexander Satin, do *Office of Naval Research*, lê o trabalho "Minimum Satellite Vehicles" apresentado por membros da *British Interplanetary Society* no segundo congresso da IAF. Comprova assim que o seu país já possui as peças individuais para tornar realidade a proposta da BIS. Nos meses seguintes, Satin e o Dr. Fred Singer, da Universidade do Maryland, prepararão a sua própria proposta, que apresentarão ao congresso da IAF de 1953 com a designação de MOUSE, *Minimum Orbital Unmanned Satellite of the Earth*.



-15 de Dezembro de 1952: É lançado o Viking-9 desde White Sands, apesar de alcançar só 217 km de altitude devido a um esgotamento prematuro do combustível. Cerca de 230 kg de oxigénio líquido não são utilizados e permanecem nos tanques. Porém, o cone, depois de recolher medições da radiação cósmica e solar, e de tirar fotografias, separa-se de forma correcta.

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, consequentemente, 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

$$= \int_t |a| dt = |v_1 - v_0|$$

, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

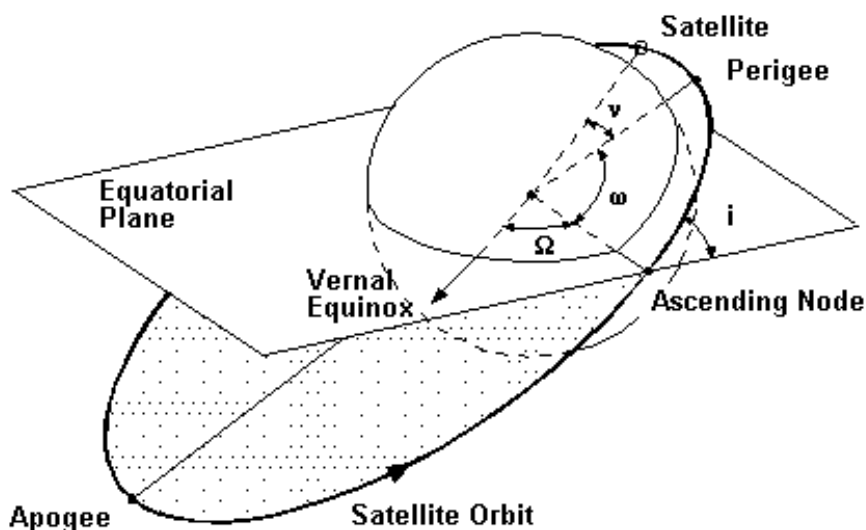
Parâmetros orbitais

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: $n = 2\pi / T$ 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, consequentemente, 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
