

Em Órbita

N.º 7

Novembro 2001



Em Órbita

Ano 1, N.º 7

5 de Novembro de 2001, Braga – Portugal

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

O próximo número do “Em Órbita” (N.º 8 - Dezembro de 2001) deverá estar disponível a 3 de Dezembro. A 23 de Dezembro será editado um número especial (N.º 9 – Dezembro de 2001) inteiramente dedicado ao obscuro programa lunar tripulado soviético. Deste número farão parte dois trabalhos de pesquisa histórica intitulados “*O Fracasso do N-1*” e “*Sob a Luz de Uma Lua Vermelha*”.

No presente número chamo a atenção para a colaboração de Charles P. Vick (analista e historiador do programa espacial soviético) e de José Costa com a primeira parte de um trabalho dedicado ao programa espacial do Brasil.

No presente número do “Em Órbita” :

- **Obituário – Vasili Pavlovich Mishin**
 - “*Thoughts On Acedemician V. P. Mishin*”, por Charles P. Vick
- **Voo Espacial Tripulado**
 - Missão Soyuz TM-33 ISS-3S
- **2001 Mars Odyssey**
- **Interplanetary Monitoring Platform (IMP 8)**
- **A Missão Espacial Brasileira, por José Costa**
- **Actividades ISS**
 - **100ª / 101ª AEV- Actividade Extra Veicular do Programa Espacial Russo**
 - **Transferência do veículo Soyuz TM-32**
- **Lançamentos não tripulados**
 - 05 de Outubro – Titan 404B (B-34) / USA-161
 - 06 de Outubro – 8K82K Proton-K DM-2 / Raduga-1 (06)
 - 11 de Outubro – Atlas 2AS AC-162 / USA-162 Aquilla (MLV-12)
 - 18 de Outubro – Delta 2 7320-10 / QuickBird 2
 - 22 de Outubro – PSLV-C3 / TES; PROBA; BIRD-1
 - 25 de Outubro – 8K78M Molniya-M 2BL / Molniya 3-52
- **Quadro de lançamentos recentes**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Novembro**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Regressos / Reentradas**

Obituário

Vasili Pavlovich Mishin (N. 18/Jan/1917 – F. 10/Out/2001)

Nascido a 18 de Janeiro de 1917, Vasili Pavlovich Mishin foi o Projectista Chefe entre 1966 e 1974, substituindo Korolev após o seu falecimento.

Mishin foi um dos pioneiros no desenvolvimento de mísseis balísticos e lançadores espaciais na União Soviética. Dirigiu o programa lunar tripulado N1-L3, mas acabou por ser afastado em 1974 devido aos sucessivos fracassos e atrasos. Posteriormente leccionou no Instituto de Aviação de Moscovo.

Iniciou a sua carreira no instituto de pesquisa científica NII-1, mais conhecido pelo desenvolvimento dos mísseis Katyusha, tendo-se graduado no Instituto de Aviação de Moscovo (IAM) em 1941. No final da Segunda Guerra Mundial, fez parte de um grupo de engenheiros do NII-1 enviados para a Alemanha com o objectivo de obter toda a informação possível sobre as bombas voadoras V-2 e tentar recolher o maior número possível de veículos ou partes dos mísseis desenvolvidos pelas forças alemãs. Foi na Alemanha que Mishin conheceu Segueir Korolev, com o qual trabalhou até ao falecimento deste. Mishin foi ajudante de Korolev e era responsável pelo desenho e desenvolvimento de várias gerações de mísseis incluindo o R-7, o primeiro míssil balístico intercontinental.



Vasili Pavlovich Mishin
(N. 18/Jan/1917 – F. 10/Out/2001)

Mishin desempenhou um papel fundamental no desenvolvimento do lançador lunar N-1, que era o equivalente soviético ao Saturno-V americano, sendo o elemento crucial no programa lunar tripulado da União Soviética.

Após a morte de Korolev em 1966, Mishin foi designado Projectista Chefe do OKB-1, mais tarde RKK-Energiya. Nessa altura, Mishin dirigia um projecto que se encontrava atolado em problemas técnicos e prazos irrealistas, e ao contrário de Korolev não possuía o carisma nem as ligações políticas que permitissem levar a bom termo tal projecto.

Sendo afastado em 1974 pelo governo soviético, Mishin dedicou-se ao ensino no IAM durante 15 anos. Após a abertura do regime, surgiu em público com uma série de revelações sobre o secreto programa lunar soviético.

V.P. Mishin foi a enterrar no dia 15 de Outubro no cemitério de Traekurovskoe, em Moscovo.

Como nota pessoal gostaria de dizer que Mishin pertencia a um grupo muito especial de homens que lutaram pelo desenvolvimento e pelo progresso da Humanidade. Escondidos da sociedade em geral, esses homens abriram o caminho para as estrelas, ao mesmo tempo que ajudavam a desenvolver os meios para entregar as armas do Juízo Final no território do inimigo. Porém, grande parte do progresso da Humanidade foi feito, e é feito, na base dos meios bélicos como meio para atingir um fim.

Por entre as muitas declarações que li sobre V.P. Mishin, houve uma que me tocou pela sinceridade das palavras de alguém que o conheceu pessoalmente e que diziam ser de uma simpatia inigualável. Por essa razão, e com a devida autorização de Charles P. Vick (da Federation of American Scientists), faço uma transcrição integral dos seus últimos pensamentos sobre Mishin. Decidi não traduzir as suas palavras, pois acho que existem coisas onde não se deve mexer com o perigo de se perder o verdadeiro significado das palavras:

Thoughts On Academician Mishin

Designer General, Professor Academician V. P. Mishin

I only wish I could be there for the funeral. I feel so inadequate to express my loss and respect for this kind man. He was truly a giant for his nations people. The political agenda of character assignation of the old regime that he endured has collapsed for what it was. He was vindicated in his life time by the late Minister Afanasiev. To quote Mishin, "Yes, I was disappointed in what happened but I survived. Things happen that way. But, I am still here". With a smile holding his head high chuckling to him self. That was a leader and professor for us all to respect and learn from his wisdom.

I thank the Lord God that I had the privilege to know him the few years I did. It was a honor to be a guest at his home and to interview him as many times as I did through out the world. I will miss this co-patriot in the cosmic journey of life and the lessons he taught. We could all hope to do as well as he did in the face of the adversity that he had to contend with. Now he is reporting to Academician S. P. Korolev on his tenure. I am sure Korolev will only be satisfied after Mishin has reported to him. I think we know what that reports contents will be to a large degree.

Sincerely,

*Charles P. Vick
Chief, Space Policy
Federation of American Scientists*

Voo espacial tripulado

Missão Soyuz TM-32 "Andromeda" / ISS-3S



A Rússia lançou a sua 92ª missão espacial tripulada às 0859:53UTC do dia 21 de Outubro de 2001. A missão Soyuz TM-33 foi a 228ª missão espacial tripulada e a 2ª missão táxi à ISS.

A missão ISS-3S teve como objectivo principal a substituição do veículo Soyuz TM-32 que se encontrava acoplado à estação orbital ISS. A Soyuz TM-32 (2001-017A / 26749) transportou a tripulação da primeira missão táxi composta por Talgat Amangelyevich Musabayev (38RUS78; 2RUS51-216; 3RUS29-140), Yuri Mikhailovich Baturin (908RUS89; 2RUS55-243) e Dennis Anthony Tito (403EUA253). Recorde-se que o lançamento da Soyuz TM-32 ocorreu a 28 de Abril de 2001 e como as Soyuz TM só podem permanecer em órbita durante seis meses é necessária a sua substituição, pois servem também como veículo de emergência no caso de surgir algum problema na ISS e a sua evacuação ser necessária.

O lançamento da Soyuz TM-33 (como é usual, a Soyuz só recebeu este nome após atingir a órbita terrestre e até lá foi designada por 11F732 Soyuz 7K-STM n.º 207) foi realizado por um foguetão 11A511U Soyuz-U que foi colocado na Plataforma de Lançamento 5 da Área de Lançamentos n.º 1 no dia 19 de Outubro (esta é a mesma plataforma da qual à 40 anos foi lançada a missão Vostok-1 com Yuri Gagarin).

Este foi o 814º lançamento de um foguetão da série Soyuz (o primeiro foi lançado a 28 de Novembro de 1966 e colocou em órbita o satélite Soyuz 7K-OK n.º 2 Cosmos 133: 1966-107A / 2601).

Esta série de veículos lançadores pertencentes à família do míssil balístico intercontinental R-7 Semyorka, sendo também conhecidos como A-2, SL-4 ou Sapwood, tem uma percentagem de sucesso de 97,42% (em 814 lançamentos) com 2,58% de fracassos (21 em 814).

O 11A511U Soyuz-U é um lançador de dois estágios auxiliado por quatro propulsores laterais a combustível líquido, também designado como estágio 0. Estes quatro propulsores têm um peso total de 42.750 Kg, pesando 3.550 Kg sem combustível. Desenvolvem uma força de 101.400 Kgf no vácuo e funcionam durante 118 s. Têm um comprimento de 19,6 metros e um diâmetro de 2,7 metros. Cada propulsor tem um motor RD-107-11D511 que utiliza oxigénio líquido e querosene.

O primeiro estágio está equipado com um motor RD-108-11D512 que utiliza oxigénio líquido e querosene. Tem um peso de 101.000 Kg, pesando 6.500 Kg sem combustível. Desenvolve 99.700 Kgf no vácuo e tem um tempo de queima de 286 s. Mede 27,8 metros de comprimento e 3,0 metros de diâmetro. Por seu lado, o segundo estágio está equipado com um motor RD-0110 que utiliza oxigénio líquido e querosene, tendo um tempo de queima de 250 s e desenvolve 99.700 Kgf em vácuo. Tem um peso de 25.400 Kg, pesando 2.400 Kg sem combustível. Tem 2,7 metros de comprimento e 2,7 metros de diâmetro.

No lançamento o 11A511U Soyuz-U desenvolve uma força de 410.464 Kgf e tem uma massa total de 297.400 Kg. Na base tem um diâmetro de 8,4 metros e comprimento total de 34,5 metros. É capaz de colocar 6.855 Kg numa órbita a 200 Km de altitude e com uma inclinação de 51,6° em relação ao equador terrestre. O lançador é utilizado para colocar em órbita uma variada série de veículos militares e tripulados há quase 30 anos, dado que o primeiro 11A511U Soyuz-U colocou em órbita o satélite Zenit-4MK Cosmos 559 (1973-030A / 6647), no dia 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo de NIIP-53 Plesetsk.



O veículo 11F732 Soyuz 7K-STM n.º 207 é colocado no interior da ogiva do lançador 11A511U Soyuz-U, no edifício de montagem no Cosmódromo de Baikonur. Na Soyuz pode-se notar a forma como os painéis solares se encontram na posição de lançamento. Na frente do veículo é visível o dispositivo de acoplagem e uma das antenas do sistema KURS. Fotografia RKK Energia.

Os veículos tripulados Soyuz TM foram construídos com o intuito de servirem a estação espacial Mir e suas sucessoras. A Soyuz TM é designada como artigo 11F732 e o seu fabricante atribuiu-lhe a designação 7K-STM. É capaz de transportar até três tripulantes e pode voar independente da estação durante 14 dias, podendo permanecer em órbita durante 180 dias se acoplada à ISS.

Tendo um comprimento total de 7,3 metros, tem um diâmetro máximo de 2,7 metros e um volume habitável de 9,0 m³. Tem uma massa total de 7.250 Kg e um total de 900 Kg de propelentes. O seu motor principal desenvolve uma força de 400 Kgf, usando N₂O₄ / UDMH. Este motor pode funcionar por 305 s, podendo fazer variar a velocidade em 390 m/s. A sua energia é fornecida por dois painéis solares com um comprimento de 10,6 metros e uma área de 10,0 m².

A Soyuz TM está equipada com um sistema KURS de encontro e acoplagem que lhe permite manobrar independentemente da estação orbital e sem que esta tenha de executar as chamadas “manobras em espelho” para contrariar translações pela montagem na retaguarda do veículo do sistema de controlo de atitude. Sendo o KURS mais leve e tendo-se melhorado o sistema escape de emergência, a Soyuz TM pode transportar cargas mais pesadas e mais combustível.

O veículo é constituído por três módulos: Módulo de Descida, Módulo Orbital e Módulo de Serviço. O Módulo de Descida (*Spuskaemiy Apparat*) tem um comprimento de 2,2 metros e um diâmetro de 2,2 metros. O seu volume habitável para três cosmonautas é de 4,0 m³ e tem um peso total de 3.000 Kg. Possui seis pequenos motores para orientação com uma força de 10Kgf cada, funcionando a N₂O₄ / UDMH. Está equipado também com um escudo térmico para permitir a reentrada na atmosfera terrestre. O Módulo Orbital (*Bitovoi Otsek*) tem um comprimento de 3,0 metros e um diâmetro de 2,3 metros, tendo um volume habitável de 4,0 m³ para três cosmonautas. O seu peso total é de 1.300 Kg. Está equipado com um sistema de acoplagem que tem um comprimento de 0,75 metros, dos quais o colar de acoplagem mede 0,22 metros e a sonda de acoplagem 0,5 metros. O diâmetro do anel de acoplagem é de 1,35 metros. O módulo possui ainda duas antenas do sistema KURS e uma janela para o exterior, sendo separado antes do accionamento dos retrofoguetões para a reentrada na atmosfera terrestre. O Módulo de Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek*) tem um comprimento de 2,3 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros, sendo o seu diâmetro básico de 2,1 metros. Tem um peso total de 2.950 Kg. Possui 16 motores de manobra e 8 motores de controlo de atitude, todos com uma força de 10 Kgf e utilizando N₂O₄ / UDMH como propelentes. Os dois painéis solares estão colocados neste módulo.



O foguetão lançador da missão Soyuz TM-33 Andromeda foi colocado na plataforma 5 do complexo 1 (LC1-5) de Baikonur, na madrugada do dia 19 de Outubro de 2001. As três estruturas metálicas que são visíveis serão colocadas em torno do 11A511U por forma a permitir o acesso aos diversos estágios do lançador. Fotografia RKK Energia.

A tripulação principal para esta missão foi composta pelos cosmonautas russos Viktor Mikhailovich Afanasyev (238URSS70; 2RUS44-159; 3RUS26-126), Konstantin Mirovich Kozeyev, e pela espaçonauta francesa Claudie Haigneré “Andre-Deshays” (351FRA7).

Viktor M. Afanasyev realizou o seu quarto voo espacial, sendo o 11º cosmonauta russo a realizar quatro missões orbitais e o 68º no geral, tendo participado nas missões Soyuz TM-11/EO-8 (permaneceu na estação orbital Mir entre 4 de Dezembro de 1990 e 26 de Maio de 1991), Soyuz TM-18/EO-15 (permaneceu na estação orbital Mir entre 10 de Janeiro e 9 de Julho de 1994) e Soyuz TM-29/EO-27 (permaneceu na estação orbital Mir entre 22 de Fevereiro e 27 de Agosto de 1999). Serviu nas tripulações suplentes das missões Soyuz TM-10; Soyuz TM-17, Soyuz TM-27 e Soyuz TM-32.

Nascido a 31 de Dezembro de 1948, em Bryansk, Afanasyev foi seleccionado para cosmonauta em 1985 e três anos mais tarde ingressava na equipa de cosmonautas. Em 1970 graduava-se na Escola Superior de Aviação A. F. Myasnikov e em 1977 terminava o seu treino no 267º Centro de Testes de Aviação em Akhtubinsk, Astrakhanskaya. Em 1980 graduava-se na área da construção de aviões pela Universidade de Aviação de Moscovo. Recebeu a condecoração de Herói da União Soviética, bem como a Ordem de Lenine, a Ordem de Serviço das Forças Armadas – 3º Grau, a Ordem de Méritos à Pátria – 3º Grau e a Ordem de Espírito Pessoal. É Piloto-Cosmonauta da URSS. No período de 1970 a 1976 esteve de serviço como piloto e comandante de um esquadrão no Regimento de Guarda de Caças das Forças Soviéticas na República Democrática Alemã. Foi considerado piloto de primeira classe. De 1977 a 1980 serviu como piloto de teste, tendo pilotado mais de 40 tipos diferentes de veículos acumulando mais de 2.000 horas de voo. Afanasyev tem a posição de Instrutor de Testes e Cosmonauta do Centro de Treinos Yuri A. Gagarin (TsPK) e possuía 329d 1h 55m 42s de experiência de voo espacial antes desta missão



Konstantin Mirovich Kozeyev realizou a sua primeira missão espacial. Kozeyev tornou-se no 403º ser humano e no 253º cidadão russo a viajar no espaço, sendo o Engenheiro de Voo n.º 1 da Soyuz TM-33.

Nascido a 1 de Dezembro de 1967, em Kalininegrado (actual Korolev), foi de Março de 1991 a Abril de 1996, engenheiro no centro de pesquisa S. P. Korolev, RKK Energia. A 2 de Abril de 1996 foi incluído na lista de candidatos a cosmonauta pela RKK Energia e aceite em 1998, tendo realizado o curso geral de treino espacial no Centro de Treinos de Y. A. Gagarin entre Junho de 1996 e Março de 1998. Entre Outubro de 1998 e Agosto de 2000 completou o treino que o permite participar em missões à ISS.

Claudie Haigneré “Andre-Deshays” foi a primeira espaçonauta francesa e ocupa a posição de Engenheira de Voo n.º 2 na missão Soyuz TM-33.

Nascida a 13 de Maio de 1957, em Le Creusot, Claudie Haigneré graduou-se na Universidade de Dijon, especializando-se em reumatologia no Departamento Médico da Universidade de Paris. É Doutorada em Medicina, tendo defendido a sua tese em neurociências em 1982. Até 1984 trabalhou em clínicas e hospitais nos arredores de Paris, sendo entre 1984 e 1985 reumatologista no Hospital de Cochin, Paris.

Pertence á equipa de espaçonautas do CNES desde 1985 e durante seis anos levou a cabo investigações na área da neurofisiologia no Centro Nacional de Pesquisa Científica, Paris.

Participou na equipa de preparação das experiências científicas Fisali e Viminal, que foram transportadas na missão russo-francesa Aragats pelo espaçonauta Jean-Loup Chrétien a bordo da estação orbital Mir. Entre 1989 e 1992 ficou responsável pelo programa de fisiologia e medicina espacial do CNES, ao mesmo tempo que coordenava o programa científico da missão russo-francesa Antares levada a cabo pelo espaçonauta Michel Tognini.

Em Outubro de 1992 foi seleccionada como candidata para a missão Altair e recebeu o seu treino Centro de Treinos Yuri Gagarin. Em Julho de 1993 foi designada como suplente de Jean-Pierre Haigneré, tendo dirigido a implementação das experiências biomédicas durante a missão de Haigneré.

Claudie realizou a sua primeira missão espacial como André-Deshays (Soyuz TM-24 Cassiopeia entre os dias 17 de Agosto e 2 de Setembro de 1996), tendo adoptado o apelido Haigneré após o matrimónio com o espçonauta Jean-Pierre Haigneré. Antes da missão Andromeda Claudie Haigeneré possuía 15d 18h 23m 37s de experiência em voo espacial.

A tripulação suplente desta missão era constituída pelo cosmonauta Sergei Viktorovich Zalyotin e pela cosmonauta Nadezhda Vasilievna Kuzhelnaya.

O acordo que permitiu a participação de Claudie Haigneré nesta missão, foi assinado a 18 de Abril de 2001 entre a RKA (agência espacial russa) e o CNES (agência espacial francesa). No acordo assinado entre as duas agências previa-se a realização de 33 experiências no decorrer da missão Andromeda, nas quais estavam incluídas pesquisas na área da Geofísica (12), pesquisa médica e biológica (14), pesquisas na área da Biotecnologia (2) e pesquisas na área da Engenharia (5). Para a concretização destas experiências a França forneceu 25 conjuntos de equipamentos enquanto que a Rússia forneceu 5 conjuntos.

As experiências realizadas na área da Geofísica foram:

- 1) **“Immedias”** – Obtenção de imagens fotográficas e digitais de formações nublosas, de áreas afectadas por poluição natural e originada pelo Homem, e de áreas em perigo ecológico.
- 2) **“LSO”** – Estudo das emissões de radiações ópticas na atmosfera e ionosfera terrestres relacionadas com actividades electromagnéticas (trovoada) e processos sismológicos.

Na área da pesquisa médica e biológica realizaram-se as seguintes experiências:

- 3) **“Cardioscience”** – Pesquisa do sistema cardiovascular humano num ambiente de microgravidade.
- 4) **“Cogni”** – Pesquisa do sistema neurosensorial num ambiente de microgravidade.
- 5) **“EAC”** – Utilização de novas tecnologias informáticas por forma a melhorar as condições psicológicas dos cosmonautas durante missões de longa duração.
- 6) **“Aquarius”** – Estudo dos efeitos da exposição à microgravidade no crescimento e desenvolvimento de espécimens biológicos.

Em pesquisa biotecnológica foi realizada a experiência:

- 7) **“GCF”** – Estudo da cristalização de proteínas.

No campo da engenharia foram realizadas as experiências:

- 8) **“SPICA-S”** – Estudo dos efeitos do ambiente espacial sobre a resistência de vários componentes electrónicos às radiações.



- 9) “**F/PKE**” – Estudo do comportamento de cristais de plasma e de vários líquidos em microgravidade. Esta experiência é levada a cabo como a contribuição francesa no programa de pesquisa “Plasma Crystal-3”.
- 10) “**Mirsupio**” – Desenvolvimento de equipamento de suporte para a melhoria das condições de vida dos cosmonautas em missões de longa duração.

Os cosmonautas russos também realizaram várias experiências (“Uragan”, “Diatomea”, “Cristais de Plasma”, etc.).

A 20 de Outubro reuniu-se a Comissão Interestadual para decidir sobre a composição da tripulação da missão Soyuz TM-33. Esta Comissão debate o estado de preparação das duas tripulações que recebem um treino semelhante para a missão. Esta é uma formalidade que data dos tempos do voo de Gagarin.



Viktor Afanasyev, Claudie Haigneré e Konstantin Kozeyev, sobem as escadas de acesso ao elevador no complexo LC1-5 que lhes dará acesso à cápsula Soyuz TM-33. Imagem RKK Energia.

Após partir de Baikonur, a Soyuz TM-33 atingiu a órbita terrestre às 0908UTC e os seus painéis solares abriram-se logo de seguida por forma a fornecer energia. O veículo tripulado ficou colocado numa órbita inicial com os parâmetros: apogeu 226,5 Km, perigeu 191,3 Km e inclinação orbital de 51,66° em relação ao equador terrestre, tendo um período orbital de 88,42 minutos. A Soyuz iniciou assim dois dias de perseguição e aproximação à estação orbital ISS. A quando do lançamento a tripulação da ISS encontrava-se no seu período de sono e a estação espacial sobrevoava a fronteira entre os Camarões e o Sudão.

Chegada às proximidades da ISS, a 23 de Outubro, a Soyuz iniciou uma série de manobras para se alinhar com o mecanismo de acoplagem do módulo Zarya (localização nadir). Às 1021UTC o veículo encontrava-se a 155 metros da estação e em manobras de translação em torno da estação para permitir o alinhamento dos dois mecanismos. Às 1033UTC a Soyuz TM-33 começava a utilizar o sistema de navegação e acoplagem automático KURS no módulo Zarya em vez do sistema do módulo Zvezda.

Uma mensagem de uso excessivo de combustível foi enviada à tripulação da Soyuz às 1034UTC, mas o Centro de Controlo de Voo, TsOUP, informou que o veículo encontrava-se na trajetória correcta para a acoplagem. A aproximação final iniciou-se às 1040UTC a uma distância de 42 metros, e às 1041UTC a estação encontrava-se a 20 metros da Soyuz. A acoplagem dava-se às 1044:15UTC e às 1216UTC, após a finalização da captura e retracção total dos mecanismos de acoplagem, bem como da verificação da selagem entre os dois veículos e equalização das pressões, a tripulação da Soyuz TM-33 abriu a escotilha de acesso ao módulo Zarya e entrou para o segmento russo da ISS.



Às 0859:53 UTC de 21 de Outubro de 2001 dava-se o lançamento da Soyuz TM-33.

A quando da acoplagem a ISS encontrava-se numa órbita com os parâmetros: apogeu 407,1 Km, perigeu 391,7 Km, inclinação orbital de 51,66° e período orbital de 92,3 minutos. Com a Soyuz TM-33 acoplada o peso do complexo orbital atingiu as 143,5t.

Após as cerimónias de boas-vindas os recém chegados receberam uma pequena instrução acerca da segurança a bordo da ISS. Durante os oito dias de actividades conjuntas foram levadas a cabo experiências na área da geofísica com o intuito de investigar a poluição atmosférica e a radiação óptica na atmosfera associada a processos sísmicos e atmosféricos. As experiências na área biomédica estudaram as alterações no corpo humano num ambiente de microgravidade, a utilização de processos informáticos para melhorar a vida a bordo da ISS providenciando um melhor conforto psicológico à tripulação, e o estudo do efeito da microgravidade no desenvolvimento de espécimens biológicos. Na área da biotecnologia as experiências continuaram alguns trabalhos iniciados na defunta Mir, e debruçaram-se nos processos de cristalização de vários preparados utilizando novo equipamento. Finalmente, o objectivo das experiências tecnológicas levadas a cabo no programa científico Andromeda foi o de estudar o impacto de fluxos de partículas carregadas em equipamentos electrónicos, investigar os cristais de plasma e o comportamento de vários líquidos em microgravidade.



Claudie Haigneré tornou-se na primeira mulher europeia a visitar a ISS, sendo recebida a bordo pela tripulação residente.

A maioria destas experiências foi levada a cabo pela espaçonauta Haigneré, enquanto que Afanasyev e Kozeyev ficaram encarregues de verificar os sistemas da Soyuz TM-32 e preparar o seu regresso à Terra após uma estadia de seis meses em órbita terrestre.

No dia 23 de Outubro os tripulantes TM-33 realizaram uma entrevista com o Primeiro-Ministro francês Lionel Jospin, que felicitou a tripulação pela chegada à ISS e lhes desejou uma boa estadia e implementação do programa científico Andromeda. No dia seguinte a tripulação realizou uma conferência de imprensa em directo para Paris com representantes de vários órgãos de comunicação social. A 26 de Outubro as duas tripulações a bordo da ISS receberam o Prémio Príncipe das Astúrias e a 27 estiveram em contacto com crianças de várias escolas no âmbito de um programa educacional.

As actividades conjuntas terminaram a 30 de Outubro. Às 2237UTC a escotilha entre a Soyuz TM-32 e o módulo Pirs foi encerrada em preparação da separação entre os dois veículos. Os três tripulantes tinham ingressado na cápsula uma hora antes para iniciar a activação dos sistemas da cápsula, para verificarem o equipamento a bordo e vestirem os seus fatos espaciais.



Às 0459:29UTC do dia 31 de Outubro a capsula Soyuz TM-32 aterrava nas estepes do Cazaquistão com a segunda tripulação táxi a visitar a ISS.

A separação entre a Soyuz TM-32 e a ISS deu-se às 0139UTC do dia 31 de Outubro. Três minutos após a separação, os motores da TM-32 entraram em ignição por oito segundos por forma a aumentar a distância da ISS. Chegados a uma distância de 11,5 Km da estação orbital deu-se uma nova ignição do motor da Soyuz (0404UTC) para iniciar a descida para a Terra. A aterragem deu-se às 0459:29UTC nas estepes do Cazaquistão, a 180 Km SE de Dzhezkazgan

Em 2001 já foram lançadas 7 missões espaciais tripuladas (3,070% do total), sendo duas delas russas. No total foram lançados para o espaço no corrente ano 37 pessoas (4,120% do total) das quais 8 são da Rússia, 26 dos Estados Unidos e 3 de outras nações. Tendo em conta que diversos astronautas e cosmonautas já realizaram várias missões espaciais, já foram lançados 898 viajantes do espaço, dos quais 196 são russos, 627 dos Estados Unidos e 76 de outras nações.

O mês de Abril contribui com 26 missões espaciais tripuladas (11,404%), sendo o mês no qual se verificam mais missões tripuladas. Os meses nos quais se verificam menos missões tripuladas são Janeiro, Maio e Dezembro, com 16 missões cada (7,018%). O mês de Abril é o mês que verifica o maior número de indivíduos lançados para o espaço com 109 (12,138%), sendo o mês de Maio que verifica o menor número de viajantes espaciais com 59 pessoas (6,570%).

2001 Mars Odyssey

Os fantasmas marcianos desta vez foram clementes com a sonda 2001 Mars Odyssey (2001-013A / 26734). A sonda entrou em órbita marciana no dia 24 de Outubro somente com um erro de 1 km em relação á órbita prevista (!!!) e após uma viagem de 200 dias e 460.000.000 Km ...

A Odyssey entrou numa órbita inicial com os parâmetros: apogeu 26.818 Km, perigeu 272 Km e inclinação orbital 93,42° em relação ao equador de Marte, tendo um período orbital de 18h 36m. Com estes parâmetros a órbita é sincronizada com o Sol o que permite uma melhor iluminação do solo marciano para a obtenção de fotografias. O primeiro apogeu foi atingido às 1147UTC no dia 24 de Outubro e o perigeu seguinte foi atingido às 2105UTC, altura em que o apogeu tinha sido reduzido para 26.400 Km pelas leis da mecânica orbital.

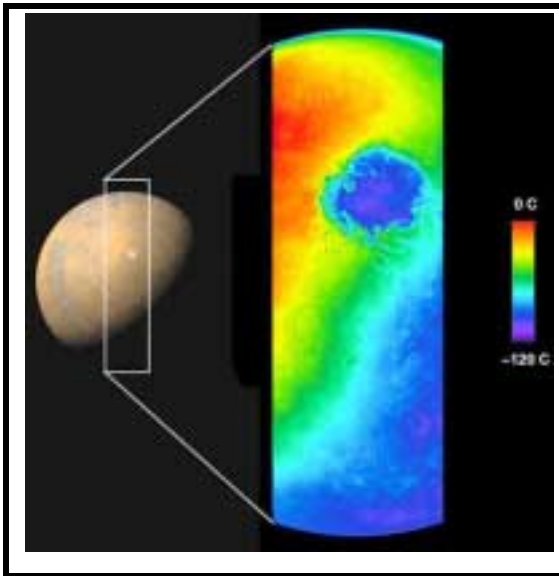
O motor da sonda abrandou a sua velocidade durante 20m antes de desaparecer por detrás de Marte (0236:42UTC) durante 30m. Durante este tempo viveram-se momentos de ansiedade no Centro de Controlo de Voo, até que às 0256UTC a Mars Odyssey surgiu por detrás do planeta (após uma reorientação para permitir que a sua antena estivesse apontada para a Terra quando surgisse por detrás do planeta) confirmando o sucesso da manobra de inserção orbital. Durante a travagem de 20m a sonda consumiu 262,6 Kg de combustível.

A manobra de aero-travagem iniciaram-se no dia 26 de Outubro com o objectivo de reduzir a altitude orbital, passando a 158 Km da superfície. A sonda permaneceu sete minutos na atmosfera de Marte. No dia 27 a sonda realizou mais uma passagem pela atmosfera de Marte ficando a 135 Km da superfície e no dia seguinte passou a 137 Km. A órbita da 2001 Mars Odyssey ficará quase circular a 400 Km de altitude ao final de 70 dias.



Lançamento da sonda 2001 Mars Odyssey (2001-013A / 26734) a 7 de Abril de 2001, desde o SLC-17A de Cabo Canaveral, por um foguetão Delta-2 7925.

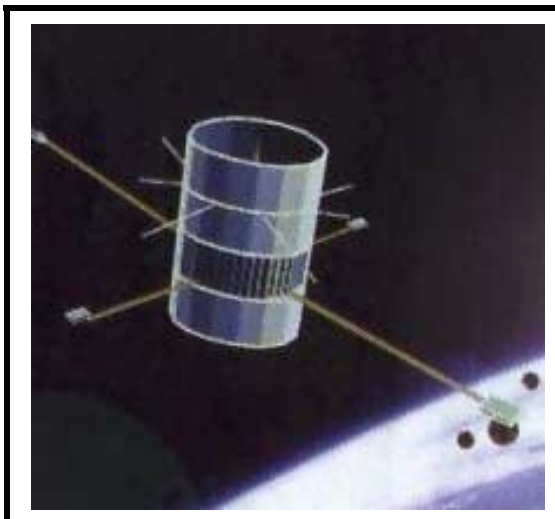
A sonda transporta consigo um espectrómetro de raios gama que inclui um detector de neutrões de alta energia, bem como um sistema de imagem de detecção de emissões térmicas (THEMIS). Estes instrumentos irão permitir a recolha de informação sobre a eventual presença de água na superfície de Marte e até um metro de profundidade. Os cientistas também procuram compreender melhor a geologia marciana e a natureza da radiação que atinge Marte e que poderá ser nefasta para a futura presença humana em Marte.



A primeira imagem de Marte foi obtida a 30 de Outubro.

Recorde-se que a missão de 2001 Mars Odyssey sucede o fracasso das sondas Mars Climate Orbiter e Mars Polar Lander, em 1999. A 2001 Mars Odyssey irá também servir no futuro como satélite de retransmissão da informação enviada pelo MER – Mars Exploration Rover, em 2003.

Interplanetary Monitoring Platform (IMP 8)



A NASA anunciou o final da vida útil da sonda IMP 8 (Interplanetary Monitoring Platform) lançada a 25 de Outubro de 1973. Os últimos comandos foram enviados para o veículo a 28 de Outubro. A sonda permaneceu em serviço durante 25 anos aguentando os danos causados pelo vento solar e pelos raios cósmicos. O fim da sua utilização deveu-se em larga medida á falha ocorrida durante o ano 2000 e que fez com que o seu magnetómetro deixasse de funcionar. Assim, o continuo financiamento da sonda poderia desviar fundos de outros projectos científicos.

A IMP 8 (1973-078A / 6893) teve como objectivos o estudo da Física do Plasma, do campo magnético da Terra, da estrutura do vento solar e da natureza dos raios cósmicos. A longevidade da sonda apresentou um grande

desafio para o Centro de Voo Espacial de Goddard, da NASA, pois permitiu o desenvolvimento de novas tecnologias para lidar com o constante envio de informação por parte da sonda. De salientar que a IMP 8 usava frequências em VHF já obsoletas e a rede de comunicações que originalmente captava a informação enviada pela sonda, a *Spaceflight Tracking and Data Network*, foi desmantelada á longos anos. Um dos principais desafios foi o desenvolvimento de uma rede capaz de captar a telemetria em VHF da IMP 8.

A IMP 8 (lançada desde o LC17B de Cabo Canaveral por um foguetão Delta 1604 (582/D97) foi a última da série de plataformas IMP, lançadas entre 1963 e 1973, fazendo parte da série Explorer (a IMP 8 tinha a designação Explorer 50). A série de dez sondas IMP incluía oito veículo em órbita geocéntricas e duas sondas destinadas a órbitas lunares. Actualmente a IMP 8 encontra-se numa órbita terrestre situada a uma distância de aproximadamente 180.000 Km. Seis dos originais doze instrumentos a bordo da sonda estão operacionais.

A Missão Espacial Brasileira

Por José Roberto Costa

Histórico

Desde 1961 o Ministério da Aeronáutica vinha dedicando especial atenção para a área espacial. As primeiras iniciativas foram para o desenvolvimento de pequenos foguetões para sondagens meteorológicas destinadas à Força Aérea. O programa espacial brasileiro teve início naquela década.

Haviam duas equipes, o *Grupo de Organização da Comissão Nacional de Actividades Espaciais*, ou COGNAE, subordinado ao então *Conselho Nacional de Pesquisas*, hoje *Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico* (CNPq), e o *Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projectos Especiais*, o GETEPE, pertencente ao antigo Ministério da Aeronáutica. Ambos foram instalados na cidade paulista de São José dos Campos, junto ao então *Centro Técnico da Aeronáutica*, CTA, hoje chamado *Centro Técnico Aeroespacial*. Em abril de 1971 o COGNAE foi extinto e em seu lugar foi criado o *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais* (INPE).

Esse programa deu origem à Missão Espacial Brasileira. Porém, somente muito mais tarde, em 1978 (quase 20 anos depois da formação das primeiras equipes), foi aprovada pelo governo federal a proposta de realização de um estudo de viabilidade de uma Missão Espacial Completa Brasileira. A Presidência da República daria sua aprovação oficial para a realização da missão apenas no início da década de 1980.

Finalmente, em 1991, foi criado o actual *Instituto de Aeronáutica e Espaço* (IAE) com forte actuação tanto na área de espaço como na de aeronáutica. Actualmente cabe ao IAE o desenvolvimento do *Veículo Lançador de Satélites* (VLS) e ao INPE o desenvolvimento dos satélites e das estações de solo correspondentes.

A Missão Espacial Completa

A Missão Espacial Completa Brasileira é um programa integrado, visando o projecto, desenvolvimento, construção e operação de satélites de fabrico nacional, a serem colocados em órbitas baixas por um foguetão projectado e construído no país e lançado de uma base situada em território brasileiro.

O programa compreende o desenvolvimento e operação em órbita de seis satélites, com aplicação direccionada às necessidades do país, sendo três satélites de recolha de dados, dois de detecção remota e um de comunicações. Já se encontram em órbita os satélites de recolha de dados SCD-1 (Satélite de Coleta de Dados – 1), lançado em 1993, e SCD-2, lançado em 1998.

Outro objectivo importante do programa é o envolvimento da indústria brasileira. A indústria nacional iniciou sua participação com o fabrico de equipamentos de voo, passando agora ao desenvolvimento de subsistemas compostos e, futuramente, ao desenvolvimento de sistemas completos.

As bases de lançamento

Barreira do Inferno

O primeiro centro de lançamentos teve seu planeamento e implantação a cargo do antigo GETEPE. Em operação desde 1965, o *Centro de Lançamento da Barreira do Inferno* (CLBI) situa-se a 5° 55' de latitude Sul e 35° 10' de longitude Oeste, no município de Parnamirim, próximo a Natal, capital do estado do Rio Grande do Norte, região Nordeste do Brasil.

A área foi escolhida pelo suporte logístico já existente, baixo índice pluviométrico, grande área de impacto (oceano) e condições de ventos predominantemente favoráveis. O nome Barreira do Inferno vem das falésias avermelhadas existentes até hoje no litoral. O início das actividades do CLBI ocorreu em dezembro de 1965, com o lançamento do foguetão sonda de fabrico norte-americano “Nike Apache”.



O CLBI ocupa uma área de 18 km² e possui estruturas suficientes para dar apoio técnico e operacional para lançamentos de veículos sonda, além de servir como estação de rastreio dos veículos lançadores e seus satélites, como acontece com os foguetões Ariane lançados do centro espacial de Kouru, na Guiana Francesa, e com os veículos lançados do novo centro de Alcântara.

O CLBI já realizou cerca de 400 lançamentos, desde pequenos foguetões sonda meteorológicos



do tipo “Loki” até veículos de alta performance da classe “Castor-Lance”, de quatro estágios. Duas experiências envolvendo o INPE, a NASA e o CLBI merecem destaque: o “Projeto Exametnet”, para estudos da atmosfera em altitudes entre 30 e 60 km, quando foram realizadas 88 operações entre 1966 e 1978, totalizando 207 lançamentos; e o “Projeto Ozônio”, para estudar a camada de ozônio, com um total de 81 lançamentos em 16 operações entre 1978 e 1990.

Alcântara



A impossibilidade de expansão do CLBI em função do intenso crescimento urbano de Natal foi um dos factores que levou à realização de estudos para definição de um local mais adequado para a construção de mais um centro de lançamentos espaciais.

Desse modo, foi criado durante a década de 1980 o *Centro de Lançamento de Alcântara (CLA)*, localizado na península de Alcântara, estado do Maranhão, região Nordeste do país, a apenas 2° 18’ a Sul do equador (e 44° 22’ de longitude Oeste), sendo que ambos, CLBI e CLA ficam às margens do Oceano Atlântico.

Esta posição privilegiada possibilita aproveitar o máximo do movimento de rotação da Terra para impulsionar veículos visando órbitas equatoriais, bem como apresenta um litoral favorável para lançamentos polares. Isto permite ainda grande economia de combustível. Estima-se uma vantagem entre 13 e 31% em relação a bases como Cabo Canaveral (nos Estados Unidos) ou Baikunur (no Cazaquistão).

Aspecto geral do Centro de Lançamentos Espaciais de Alcântara, Maranhão.

O centro ocupa uma área de aproximadamente 620 km² e possui rampas de lançamento para veículos sub-orbitais com massas até 10 toneladas, além de uma plataforma de lançamento para o Veículo Lançador de Satélites (VLS), composta da Mesa de Lançamento, da Torre Móvel de Integração, da Torre de Umbilicais e da Sala de Interface.



Desde a primeira operação de lançamento realizada no CLA, em Dezembro de 1989, foram lançados mais de duas centenas de foguetões sonda. O CLA e o CLBI são hoje os pilares da realização dos objectivos propostos para a Missão Espacial Completa Brasileira.

Os veículos sonda

Os foguetões sonda são lançadores de pequeno porte, utilizados para missões sub-orbitais e capazes de lançar cargas úteis contendo experiências científicas ou tecnológicas. O Brasil possui foguetões sonda operacionais que suprem boa parte de suas necessidades presentes, com uma história bem sucedida de lançamentos. Acredita-se que o envolvimento crescente das universidades e centros de pesquisa no programa espacial deverá acarretar uma demanda maior destes veículos, justificando a continuação de sua produção estimada em, pelo menos, dois veículos anuais.

O primeiro desses veículos foi o “Sonda I”, projectado para ser aplicado em estudos da alta atmosfera e transporte de cargas úteis meteorológicas de 4,5 kg a 70 km de altitude. Esse foguetão foi como uma escola, servindo ao estudo de propolentes sólidos e outras tecnologias.

Em 1966 iniciou-se o desenvolvimento do foguetão de um só estágio “Sonda II”, com propolente sólido, tipo «*composite*», capaz de transportar cargas úteis entre 20 e 70 kg para experiências na faixa de 50 a 100 km de altitude. Esse foguetão foi lançado para verificação de inovações tais como as novas protecções térmicas, propolentes e testes de componentes electrónicos.

Em 1969 o IAE iniciou o desenvolvimento do foguetão dois estágios “Sonda III” com propulsores sólidos, capaz de transportar cargas úteis de 50 a 150 kg entre 200 e 650 km de altitude. Pela primeira vez, um veículo nacional recebia um sistema de instrumentação completo, incluindo sistemas de ignição e separação de estágio, sistema de teledestruição, sistema para controle de altitude dos três eixos da carga útil, capaz de recolher dados durante todo o voo, e um sistema de recuperação da carga útil no mar. O primeiro protótipo voou em Fevereiro de 1976.

Em 1974 tem início a segunda fase do desenvolvimento de foguetões brasileiros equipados com sistemas de pilotagem, com o projecto preliminar do foguetão “Sonda IV”, capaz de transportar cargas úteis de 300 a 500 kg entre 700 e 1.000 km de altitude. O Sonda IV contribuiu sensivelmente para o desenvolvimento de grande parte das tecnologias imprescindíveis ao VLS, como materiais compostos, aço de ultra-alta resistência, propolentes, controle do vector empuxo, motor com 1 m de diâmetro, electrónica de bordo, sistemas de separação por cintura ejetável, controle analógico e digital, e meios de solo.

A fim de realizar experiências de interesse do projecto VLS foram também lançados outros veículos, como o VS-30 e o VS-40. O primeiro é um veículo de um só estágio, constituído pelo propulsor S30 de 860 kg de propolente sólido (correspondendo ao 1º estágio do Sonda III) e capaz de efectuar missões com cargas úteis de até 300 kg em trajectórias de 150 km de apogeu.

O VS-30 vem sendo utilizado por organizações nacionais e estrangeiras para a realização de experiências em ambiente de microgravidade. Uma variante deste modelo é o veículo VS-30 / Orion, que foi projectado para atender a um cliente específico.



O foguetão sonda VS-30 na sua rampa de lançamento.

Por seu lado, o VS-40 é um foguetão sonda de dois estágios com diâmetros de 1 m, sendo o primeiro estágio constituído pelo propulsor S40, de 4.200 kg de propolente sólido (utilizado no Sonda IV), e o segundo estágio pelo propulsor bobinado S44, de 810 kg de propolente e idêntico ao do quarto estágio do VLS-1.

O foguetão sonda VS-40 na sua rampa de lançamento.



Sonda I	
Comprimento total (mm)	3.100
Diâmetro do 1º estágio (mm)	127
Diâmetro do 2º estágio (mm)	114
Massa total na decolagem (kg)	59

Sonda II	
Comprimento total (mm)	4.534
Diâmetro externo do propulsor (mm)	300
Massa da estrutura (kg)	95
Massa de propolente (kg)	237
Tempo de combustão (s)	18
Pressão média (MPa)	4
Empuxo médio no vácuo (kN)	32
Impulsão específica (s)	257
Massa total na decolagem (kg)	368

Sonda III			
	1º estágio	1º estágio	Veículo
Comprimento total (mm)	3.793	3.192	6.985
Diâmetro externo do propulsor (mm)	557	300	-
Massa de estrutura (kg)	348	95	443
Massa de propolente (kg)	864	237	1.101
Tempo de combustão (s)	29	22	-
Pressão média (MPa)	5	4	-
Empuxo médio no vácuo (kN)	95	32	-
Impulsão específica (s)	266	257	-
Massa total na decolagem (kg)	1.211	337	1.548

Sonda IV			
	1° estágio	1° estágio	Veículo
Comprimento total (mm)	5.348	3.837	9.185
Diâmetro externo do propulsor (mm)	1.007	557	-
Massa de estrutura (kg)	1.308	348	1.656
Massa de propelente (kg)	4.271	864	5.135
Tempo de combustão (s)	43	21	-
Pressão média (MPa)	5	5	-
Empuxo médio no vácuo (kN)	234	95	-
Impulsão específica (s)	265	266	-
Massa total na decolagem (kg)	5.635	1.282	6.917



A preparação do lançamento de um foguetão sonda da série Sonda I

Um foguetão sonda do tipo Sonda II antes do lançamento.





O foguetão sonda Sonda III.

Um foguetão sonda do tipo Sonda IV na plataforma de lançamento.



O VLS-1

O VLS-1 é um lançador de satélites convencional lançado a partir de plataforma terrestre. Na decolagem, o veículo tem comprimento de 19 m, massa de 50 toneladas e empuxo de 1.000 kN. A propulsão principal é fornecida por propulsores a propolente sólido, em todos os estágios, com massa total de 41 toneladas de combustível. O desempenho do VLS-1 permite a inserção de satélites com massa de 100 a 350 kg em órbitas circulares entre 250 e 1.000 km, em larga faixa de inclinações, de equatoriais a polares.

O primeiro estágio do VLS-1 é formado por quatro propulsores iguais, tipo S-43, operando simultaneamente e fixados simetricamente ao segundo estágio. Os seus quatro tubos de escape dos gases são móveis para permitir o controle de atitude do veículo. Todas os tubos de escape têm uma inclinação fixa para minimizar as perturbações sobre o veículo, resultantes de possíveis diferenças entre os quatro propulsores, ao final da queima do primeiro estágio.

O propulsor do segundo estágio é idêntico ao do primeiro, a menos do seu tubo de escape móvel, adaptado ao voo em atmosfera rarefeita. O propulsor do terceiro estágio, tipo S-40, também equipado com um tubo de escape móvel, é oriundo do primeiro estágio do foguete Sonda IV. O propulsor S44, do quarto estágio, é construído de material composto utilizando fibra *kevlar* e resina *epóxi*, possuindo tubeira fixa. Este estágio é o responsável pelo último incremento de velocidade, inserindo o satélite em sua órbita. Um "*software*" embarcado, instalado no computador de bordo, permite a execução de todas as decisões de controle do veículo e de sequência dos eventos.

Benefícios

Apesar de pequeno comparado a outros países de produto interno bruto semelhante, o programa de pesquisa e desenvolvimento de foguetões sonda e do VLS já incorporou grandes benefícios, retornando para o Brasil tudo o que foi investido.

Com os primeiros foguetões sonda meteorológicos, por exemplo, criou-se a necessidade de tubos sem costura de solda em ligas de alumínio de alta resistência, até então não produzidos no Brasil. A indústria Termomecânica São Paulo S/A desenvolveu este insumo e começou a produzi-lo a partir de 1968, produzindo e exportando guias de válvulas de motores com aquela tecnologia. Isso possibilitou uma economia de divisas, na ocasião, superior a um milhão de dólares mensais. O fabrico das estruturas dos foguetões Sonda II e III demandou a utilização de laminados de aço de alta resistência, também não produzidos no país até então. Desenvolvida a tecnologia de produção na indústria com a participação técnica do CTA, este insumo foi incluído nas linhas normais da empresa brasileira ACESITA e eliminou-se a dependência externa na produção de envelopes de motores para a nascente indústria espacial brasileira. O fabrico de pára-quadras e de bóias de flutuação para recuperação das cargas úteis dos foguetões sonda exigiu fios e técnicas especiais de tecelagem, materiais e técnicas de impregnação de tecidos, cordas e fitas de alta resistência. O desenvolvimento desses componentes resultou na tecnologia e produção de fios de nylon de alta tenacidade e impregnação de tecidos com neoprene, entre outros. Esses produtos também atendem às necessidades de pára-quadras convencionais e pára-quadras de frenagem de aviões, filtros para a indústria em geral, coletes à prova de bala, etc.

O Sonda IV foi o primeiro foguetão a incorporar um piloto automático da família Sonda. O seu diâmetro e as altas pressões internas de funcionamento do motor do 1º estágio exigiram a utilização de ligas metálicas de ultra-alta-resistência. Para possibilitar o fabrico do envelope-motor foi desenvolvida uma moderna liga de aço conhecida como 300M, cuja resistência chega a atingir 210 kgf/mm². A 300M foi posteriormente exportada para a *Boeing*, que a utiliza na fabricação do trem de aterrager do seu Boeing 747.

A economia nacional ainda beneficia do esforço para o fabrico do Veículo Lançador de Satélites (VLS), na forma de materiais para fabrico de propolentes (combustíveis, oxidantes, redutores etc.) ou de tecnologias derivadas. O propolente utilizado nos foguetões brasileiros é do tipo sólido, cujos principais componentes são um elastômero líquido (polibutadieno), um oxidante (perclorato de amônio) e alumínio em pó. Todos esses produtos estratégicos constavam da pauta de importação brasileira. Hoje estes produtos são produzidos no Brasil em escala industrial, inclusive suprindo o mercado nacional com matéria-prima em geral para o fabrico de colas, tintas, borrachas para solado de calçado, juntas de dilatação, espumas etc.

O elenco completo de benefícios para a sociedade, das pesquisas e do desenvolvimento aeronáutico e espacial é imenso. Somente esses benefícios são várias vezes maiores do que tudo que já foi investido no projecto espacial brasileiro.

Fontes: Páginas Internet do IAE, INPE e Agência Espacial Brasileira.

No próximo número: os acordos de cooperação internacional e o polémico acordo com os Estados Unidos para utilização do CLA. Por que, apesar dos benefícios, o Brasil não investe de facto em seu programa espacial? A análise da falha no lançamento inaugural do VLS-1.



Actividades ISS

100ª / 101ª AEV- Actividade Extra Veicular do Programa Espacial Russo

Os dois cosmonautas russos actualmente em órbita, Vladimir Dezhurov e Mikhail Tyurin, levaram a cabo duas saídas para o espaço que constituíram a 100ª e a 101ª Actividades Extra Veiculares do programa espacial russo. Durante esta saída para o espaço o Comandante da ISS, Frank Culbertson, permaneceu no interior da estação.

Pioneiros neste tipo de actividades, os russos realizaram frequentes saídas para o exterior das estações Salyut-7 e Mir, nos anos 80 e 90. A primeira saída para o espaço foi realizada pelo cosmonauta Alexei Arkhipovich Leonov, durante a missão Voskhod-2 (1965-022A / 1274) lançada a 18 de Março de 1965.



Vladimir Dezhurov (em cima) e Mikhail Tyurin, trabalham no exterior da ISS, no módulo Pirs. Imagem SPACE.com / NASA TV.

A 100ª AEV realizada por cosmonautas russos teve início às 1423UTC do dia 8 de Outubro. Antes da abertura da escotilha exterior do Pirs, os cosmonautas fecharam a escotilha entre o compartimento de transferência do módulo Zvezda e o módulo Zarya. De seguida, o Piloto Vladimir Dezhurov e o Engenheiro de Voo Mikhail Tyurin, depressurizaram o módulo Pirs e iniciaram a instalação de um cabo que permite a transmissão de dados e telemetria entre este módulo e o módulo Zvezda. As actividades realizadas pelos dois cosmonautas eram coordenadas desde o interior da estação pelo Comandante Frank Culbertson que se encontrava no módulo Zarya. Dezhurov e Tyurin utilizaram dois fatos espaciais Orlan, sendo o primeiro reconhecido pelas listas vermelhas e o segundo pelas listas azuis.

Os dois homens colocaram também uma escada de acesso ao Zvezda, diversas manetas, um alvo para acoplagem e uma antena de navegação automática. As tarefas de Dezhurov e Tyurin foram registadas por uma câmara instalada no Canadarm2 e por uma outra no veículo Soyuz TM-32.

Uma outra tarefa que os dois cosmonautas deveriam completar seria a instalação e teste do guindaste Strela, usando Tyurin como carga. Os dois homens não levaram a cabo o teste do guindaste devido ao facto de se terem atrasado em relação ao horário previsto.

Esta foi a 1ª saída para o espaço sem a presença de um vaivém espacial acoplado à ISS, sendo a 27ª saída para o espaço destinada à construção da estação espacial e a 3ª a ser realizada a partir da própria estação.

A actividade extra veicular terminou às 1921UTC e teve uma duração de 4h58m, elevando o tempo total utilizado em saídas para o espaço para a construção da ISS para 172h22m. Foi a 6ª saída para o espaço de Dezhurov (EVA 23h 43m) e a 1ª de Tyurin (EVA 4h 58m).



Imagem SPACE.com / NASA TV

A 101ª AEV da História espacial russa iniciou-se às 0917UTC do dia 15 de Outubro e foi realizada a partir do módulo Pirs. A primeira tarefa que os dois homens realizaram foi a distribuição de uma série de instrumentos e equipamentos em várias zonas do módulo Zvezda. De seguida instalaram um pequeno contentor que alberga uma experiência russa denominada “Kromka” e destinada a medir a contaminação originada pelos motores de manobra da ISS.

Duas experiências japonesas destinadas a contabilizar os efeitos do ambiente espacial sobre diversos materiais, foram montadas também no Zvezda. Os aparelhos, denominados MC “Microparticles Capture” e SEED “Space Environment Exposure Device” irão recolher, respectivamente, micrometeoritos e pequenos fragmentos de destroços espaciais para posterior transporte para a Terra, e expor dezenas de diferentes materiais (tintas, materiais adesivos, lubrificantes e materiais isoladores) ao ambiente espacial por forma a determinar a sua resistência para possível aplicação em futuras missões espaciais. As experiências ficarão no exterior durante os próximos três anos.

Uma outra tarefa realizada pelos cosmonautas foi a substituição de uma bandeira da Federação Russa por uma outra da companhia de material fotográfico Eastman Kodak Co.. A bandeira russa possui uma tinta especial que os cientistas irão analisar após ser trazida de volta para a Terra. A empresa Kodak e a Agência Espacial Russa fizeram um acordo pelo qual a Kodak se compromete a construir uma zona na Internet dedicada à ISS (EyeOnSpace.com), e a agência russa compromete-se a transportar câmaras fotográficas da Kodak tanto no interior como no exterior da estação, bem como montar um emblema da empresa no exterior.

Os dois cosmonautas chegaram a percorrer zonas da estação nunca antes atingidas por outros astronautas e comentaram o facto dizendo que não viam por ali quaisquer pegadas ou impressões digitais.

Esta AEV terminou às 1509UTC quando os cosmonautas encerraram com um pouco de dificuldade, a escotilha exterior do Pirs. O Controlo da Missão em Korolev, perto de Moscovo, esteve encarregue de orientar a saída para o espaço. Foi a 2ª saída para o espaço realizada na ISS sem a presença de um vaivém espacial, a 4ª realizada a partir da própria estação e a 28ª dedicada à construção do posto avançado orbital.

A saída para o espaço teve uma duração de 5h52m aumentando para 178h14m o total de tempo usado na montagem da ISS. Esta foi a 7ª saída para o espaço para Dezhurov (EVA 29h 35m) e a 2ª para Tyurin (EVA 10h 50m).

Transferência do veículo Soyuz TM-32

Como forma de permitir a acoplagem do veículo de transporte Soyuz TM-33, os três tripulantes da ISS levaram a cabo no dia 19 de Outubro a transferência do veículo Soyuz TM-32 desde o módulo Zarya para o módulo Pirs.

Antes de entrarem na TM-32, os três homens prepararam a estação para um período sem qualquer ocupação humana a bordo. Esta preparação é levada a cabo para a eventualidade de a Soyuz não conseguir acoplar de novo à ISS. Esta transferência utilizou também pela primeira vez o mecanismo de acoplagem do módulo Pirs para acoplar um veículo Soyuz à ISS. Anteriormente já tinham verificado o sistema de comunicações da capsula e armazenaram materiais para serem posteriormente trazidos de volta para a Terra na Soyuz. Antes de iniciarem a manobra os três homens vestiram os seus fatos espaciais de fabrico russo.

A Soyuz TM-32 separou-se do Zarya às 1048UTC e dirigiu-se para o módulo Pirs numa manobra que durou 16 minutos. Durante a separação a ISS encontrava-se sobre o norte de África. A Soyuz seguiu inicialmente uma trajectória perpendicular à ISS e depois moveu-se lateralmente para se alinhar com o mecanismo de acoplagem do Pirs localizado na posição nadir (voltada para a Terra) do módulo Zvezda. A aproximação ao Pirs iniciou-se às 1102UTC e a acoplagem deu-se às 1104UTC, sobre o Cazaquistão, mesmo a norte do Mar Cáspio.

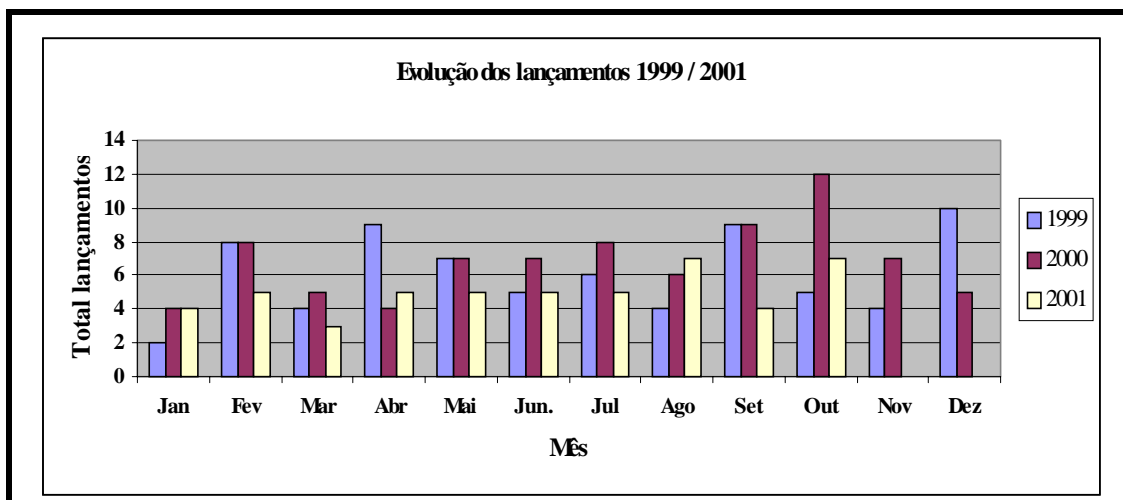
Mas qual a razão que levou à transferência da Soyuz TM-32 do módulo Zarya para o módulo Pirs?. Bom, o facto é que caso a Soyuz TM-33 realizasse a acoplagem ao Pirs e como a tripulação desta Soyuz regressaria à Terra na Soyuz TM-32, então a TM-33 ficaria localizada no lado oposto do Pirs durante a próxima saída para o exterior da ISS que será realizada por Dezhurov e Culbertson, impossibilitando o resgate de Tyurin caso acontecesse algum incidente pois o Pirs encontrar-se-ia despressurizado. As regras de segurança da ISS indicam que todos os tripulantes da estação deverão ter acesso ao veículo de emergência durante a realização das saídas para o exterior da estação.

Lançamentos não tripulados

Em Outubro registaram-se sete lançamentos orbitais (um desses lançamentos foi tripulado), sendo, com o mês de Agosto, o mês mais activo do ano.

Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Outubro foram realizados 4.178 lançamentos orbitais, 387 lançamentos foram registados no mês de Outubro, o que corresponde a 9,263% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (403 lançamentos que correspondem a 9,646% do total) e no mês de Janeiro onde se verificam menos lançamentos orbitais (258 lançamentos que correspondem a 6,175% do total).

Em 2001, e até ao final de Outubro, foram realizados 50 lançamentos orbitais o que corresponde a 1,197% do total desde 1957.



5 de Outubro – Titan 404B (B-34) / USA-161

Independentemente dos trágicos acontecimentos de Nova Iorque, temos vindo a assistir ao lançamento de vários satélites militares que providenciam a capacidade de observar um inimigo e escutar todas as suas conversas.



5 de Outubro de 2001. É lançado desde o complexo SLC-4E, da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, um foguetão Titan 4B que colocou em órbita mais um satélite espião para o NRO.

Mais um desses veículos foi lançado desde a Base de Vandenberg, Califórnia, no dia 5 de Outubro, por um foguetão Titan 4B.

O tipo de satélite, pertencente ao National Reconnaissance Office (NRO) dos Estados Unidos, não foi revelado, mas especula-se que seja do tipo KH-11 ou Improved CRYSTAL. Os satélites KH-11, também conhecidos como Kennan (Program 1010) foram os primeiros a utilizar transmissão digital electro-óptica, tendo uma resolução de 0,15 metros com um espelho de 2,3 metros de diâmetro, sendo muito semelhantes ao telescópio espacial Hubble. O primeiro KH-11 foi lançado a 19 de Dezembro de 1976. Por seu lado os ultra-secretos Improved CRYSTAL transportam um grande telescópio com alto poder de resolução no solo e com capacidade de espiar tanto em luz visível como em infravermelhos, transportando sensores CCD.

A trajetória que o Titan 4B seguiu no lançamento, o tipo de ogiva que o lançador utilizou e a passagem de um velho Key Hole sobre Vandenberg na hora do lançamento, indicam que possivelmente o novo satélite irá substituir um outro da série.

Dirigindo-se para Sul num azimute de voo a 189.9°, o Titan colocou a sua carga numa órbita sincronizada com o Sol. Este tipo de órbitas é utilizada pelos satélites de fotorreconhecimento (como os Key Hole) por forma a obter as melhores condições de iluminação no solo.

O lançador Titan 4B equipado com dois estágios a combustível líquido e dois propulsores laterais a combustível sólido, foi lançado com uma ogiva de mais de 20 metros de comprimento. Este tipo de ogivas já foi anteriormente utilizado para lançar os satélites Key Hole.

Finalmente, o analista Ted Molczan, determinou que a órbita do satélite USA-116 (Improved CRYSTAL lançado a 5 de Dezembro de 1995; 1995-066A / 23728) sobrevoava a Base da Força Aérea de Vandenberg a quando do lançamento do novo espião. Isto poderá significar que este novo satélite poderá vir a substituir o USA-116.



No entanto existem outras possibilidades como os satélites Lacrosse, de detecção por radar, ou então poderá ser do tipo de satélite tão secreto como um lançado em 1999 também pelo Titan 4. Pode ainda haver a hipótese de ser um tipo de veículo completamente novo.

Caso se trate de um espião da série Improved CRYSTAL o satélite poder-se-á encontrar numa órbita com as seguintes coordenadas: apogeu 150 Km x perigeu 1.050 Km x inclinação orbital 97,9°.

O primeiro estágio do Titan bem como os dois propulsores sólidos caíram no Oceano Atlântico, enquanto que o segundo estágio atingiu a órbita terrestre.

A missão do Titan durou pouco mais de nove minutos e após entrar em órbita o satélite recebeu a designação de USA-161 e o número de catálogo 26934.

O lançador Titan 4B foi desenvolvido em substituição do Titan 34D. Os dois propulsores laterais têm menos anéis de selagem do que nos propulsores utilizados quer na versão 34D (UA1207) quer nos propulsores utilizados nos navêns espaciais. Os propulsores são denominados Upgraded Solid Rocket Motors e possuem assim uma melhor performance do que as versões anteriores.

O Titan 4B é um lançador a dois estágios auxiliados por dois gigantescos propulsores laterais a combustível sólido. É capaz de colocar 21.640 Kg numa órbita a 185 Km de altitude ou então 8.620 Kg numa trajetória de transferência para a órbita geostacionária. Tem uma massa total de 943.060 Kg e desenvolve uma força de 1.396.350 Kgf no lançamento. O diâmetro do corpo principal do lançador atinge os 3,1 metros de diâmetro e o seu comprimento total é de 44,0 metros. Na base o Titan 4B atinge uma envergadura de 9,5 metros.

Os dois propulsores USRM têm um peso bruto de 357.239 Kg, pesando 52.040 Kg quando se encontram sem combustível. Cada um desenvolve uma força de 770.975 Kgf em vácuo e têm um tempo de queima de 140 s, sendo o diâmetro de 3,2 metros e o comprimento de 33,5 metros.

O primeiro estágio está equipado com dois motores LR-87-11 que utilizam N₂O₄ / Aerozine-50, desenvolvendo uma força de 247.619 Kgf em vácuo. Tem um tempo de queima de 175 s. O estágio tem um peso bruto de 163.000 Kg e quando se encontra sem combustível pesa 8.000 Kg. Tem um diâmetro de 3,1 metros e um comprimento de 26,4 metros.

O segundo estágio tem um peso bruto de 39.600 Kg, pesando 4.800 Kg quando não está abastecido. O seu motor LR-91-11 (que consome N₂O₄ / Aerozine-50) desenvolve uma força de 46.857

Kgf em vácuo e tem um tempo de queima de 241 s. Tem um diâmetro de 3,1 metros e um comprimento de 9,9 metros.

O primeiro Titan 4B (Titan 402B / IUS n.º 4B-24 K-24 45D) foi lançado a 23 de Fevereiro de 1997 desde o Complexo de Lançamento 40 de Cabo Canaveral, e colocou em órbita o satélite USA 130 DSP F18 (1997-009A / 24737).

6 de Outubro – 8K82K Proton-K DM-2 / Raduga-1 (06)

No dia 6 de Outubro a Rússia lançou desde Baikonur um satélite de comunicações militares da série Globus (Globus n.º 15L), sendo baptizado Raduga-1 (06) após atingir a órbita terrestre.

Um foguetão 8K82K Proton-K / DM-2, foi lançado desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur, no Cazaquistão, às 1645UTC e o satélite foi colocado em órbita 6h30m depois.

Os satélites Globus são construídos pela NPO-PM, o lançador 8K82K Proton-K é construídos pela Krunichev e o estágio Blok-DM2 é construídos pela Energia.

O lançamento deu-se às 1645UTC e o estágio DM2 entrou em órbita às 1654UTC. Após permanecer em órbita por alguns minutos, realizou a sua primeira queima às 1755UTC para entrar numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. A queima para circularizar a órbita deverá Ter ocorrido por volta das 2318UTC.

Este foi o 288º lançamento de um foguetão da série Proton (o primeiro lançamento deste foguetão teve lugar a 16 de Julho de 1965). Sendo o 265º lançamento com sucesso, os foguetões da série Proton tem agora uma taxa de sucesso de 92,01% (o primeiro lançamento fracassado ocorreu a 24 de Março de 1966). Tendo em conta que grande parte dos fracassos com o Proton tiveram lugar nos primeiros anos de utilização, pode-se considerar que actualmente é um dos veículos lançadores mais fiáveis existentes no mercado internacional (96,23% de sucesso desde 1990).

O desenvolvimento do Proton foi iniciado nos anos 60 por Vladimir Chelomey. O primeiro lançamento teve lugar a 16 de Julho de 1965 (8K82 Proton n.º 107207-01 (207); desde a plataforma LC81L do Cosmódromo NIIP-5 Baykonur; e colocou em órbita o satélite Proton-1 (1965-054A / 1466)). Os primeiros voos deste foguetão foram utilizados para colocar em órbita os satélites da série Proton, que acabaram por dar o nome ao seu veículo lançador. O 8K82 Proton voou pela última vez em 1966 e actualmente existem duas versões do Proton que são mais utilizadas: o 8K82K Proton-K (três estágios) e o 8K82K Proton-K / 11S824 Block DM (quatro estágios). Outras variações dos estágios superiores poderão ser utilizadas conforme a necessidade dos satélites a colocar em órbita.

O 8K82K Proton-K / 11S861 Block DM-2 foi desenvolvido com o intuito lançar de vários tipos de satélites de comunicações e científicos. Esta combinação (8K82K Proton-K n.º 315-01 / 11S861 n.º 1L) foi pela primeira vez utilizada a 12 de Outubro de 1982 para lançar os satélites Uragan n.º 11L Cosmos 1413 (1982-100A / 13603), Uragan GVM Cosmos 1414 (1982-100D / 13606) e Uragan GVM Cosmos 1415 (1982-100E / 13607), sendo estes os primeiros satélites pertencentes ao sistema GLONASS de navegação.

O 8K82K Proton-K (em qualquer das suas configurações) tem uma altura aproximada de 61 metros. O diâmetro do lançador é de 4,1 metros. No primeiro estágio, e incluindo os tanques de combustível exteriores acoplados, o seu diâmetro atinge os 7,4 metros. O estágio 11S861 Block DM-2 tem um diâmetro de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-58M O peso total do 8K82K / 11S861 no lançamento atinge as 711,1t.

Os estágios do Proton-K utilizam UDMH (Unsymmetrical Dimethylhydrazine ((CH₃)₂NNH₂) – combustível (Dimetil Hidrazina Assimétrica ??????) - e Peróxido de Azoto (N₂O₄) – comburente. O estágio Block DM-2 utiliza LOX (Oxigénio Líquido) e Querosene, e pode levar a cabo múltiplas ignições por forma a colocar o satélite na sua órbita definitiva.

Os satélites da série Raduga-1 / Globus começaram a ser utilizados em 1989 com o lançamento do Globus n.º 11 Raduga-1 (1) (1989-048A / 20083) a 22 de Junho, e vieram substituir os satélites Raduga. São utilizados para comunicações telegráficas e de telefone quer sejam civis ou militares.

O Raduga-1 (6) tem a designação internacional 2001-045A e o número de catálogo 26936.

11 de Outubro – Atlas 2AS (AC-162) / USA-162 Aquilla

O 46º lançamento orbital de 2001 teve lugar a 11 de Outubro quando um foguetão Atlas 2AS (AC-162) colocou em órbita mais um satélite militar para o National Reconnaissance Office (NRO) dos Estados Unidos. Este é o último de uma série de satélites militares que foram lançados nas últimas semanas e que aumentam a capacidade dos Estados Unidos em vigiar os seus inimigos e que será, certamente, muito útil nos actuais ataques anti-terroristas ao Afeganistão.

O lançamento teve lugar desde o SLC 36B da Estação da Força Aérea dos Estados Unidos, em Cabo Canaveral.

Não é conhecido que tipo de satélite é este USA-162, mas a sua órbita pode indicar um satélite de vigilância electrónica, ou então um novo tipo de veículo capaz de retransmitir a informação a partir de outros satélites do NRO.

O lançamento nocturno da missão AC-162 Atlas 2AS que colocou em órbita o satélite USA-162 (2001-046A / 26948).
Imagem Lockheed Martin.



18 de Outubro – Delta 2 7320-10 / QuickBird 2

No dia 18 de Outubro um foguetão Delta 2 7320-10 colocou em órbita o satélite QuickBird-2, pertencente à empresa *DigitalGlobe*. O lançamento ocorreu à 1851:26UTC, e teve lugar a partir da Plataforma W do Complexo de Lançamentos Espaciais da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia (SLC-2W, VAFB).

O QuickBird 2 é o primeiro satélite que fará parte de uma constelação de veículos para a obtenção de imagens de alta resolução da superfície terrestre para venda comercial. As imagens obtidas pelo QuickBird (a preto e branco e multiespectrais) serão utilizadas com variados fins, desde do desenho de mapas, passando pela gestão da utilização dos solos até à projecção de riscos pelas seguradoras. O QuickBird é capaz de obter uma resolução de 1 metro a partir de uma órbita situada a 600 Km de altitude. No entanto, a *DigitalGlobe* decidiu baixar a órbita para os 450 Km por forma a melhorar a resolução das imagens. No caso das imagens a cores deu-se uma melhoria na resolução dos 4 metros para os 2,44 metros.

O satélite foi construído pela *Ball Aerospace & Technologies Corp.*, e é baseado no modelo Ball BCP2000, tendo um peso de 1028 Kg no lançamento (995 Kg sem combustível). O seu comprimento é de 3,64 metros. O QuickBird-2 tem uma vida projectada para cinco anos.

Aspecto do satélite QuickBird-2 (2001-047A / 26953) no interior da ogiva de protecção do seu lançador Delta-2.



O SLC-2 (Space Launch Complex 2) da Base de Vandenberg é utilizado para o lançamento dos foguetões Delta com o objectivo de colocar os satélites em órbitas polares ou quase polares. Este complexo foi anteriormente utilizado para o lançamento dos mísseis Thor, antecedentes dos foguetões Delta. As plataformas de lançamento foram posteriormente adaptadas para o uso dos Delta e o primeiro lançamento deste foguetão a partir do complexo teve lugar a 2 de Outubro de 1966, para colocar em órbita o satélite ESSA-3 (Environmental Science Services Administration 3).

A utilização do complexo teve um interregno de seis anos para alterações nas suas instalações por forma a permitir o lançamento dos Delta-2. O primeiro Delta-2 foi lançado desde Vandenberg a 3 de Novembro de 1995 e colocou em órbita o satélite Radarsat, para o Canadá.

Este foi o 99º lançamento de um Delta-2, sendo o 44º lançamento consecutivo bem sucedido desde 1997. O primeiro lançador da família Delta foi lançado em 1960 e desde então foram lançados 288 veículos dos quais 272 colocaram as suas cargas em órbita (fiabilidade de 94,44%).

A T-20m (1801:26UTC) a contagem decrescente era interrompida para permitir à equipa de controladores a resolução de possíveis problemas que entretanto tivessem surgido no decorrer da contagem decrescente, ou então para retomar a sequência de acontecimentos que antecedem certas fases da contagem. A contagem decrescente foi retomada às 1821UTC.

A verificação dos sistemas de destruição do Delta deu-se às 1829UTC. Estes sistemas são utilizados caso o lançador seja afectado por alguma falha nas fases iniciais do lançamento.

A pressurização do tanque de combustível do primeiro estágio, que utiliza oxigénio líquido e querosene altamente refinado (RP-1), iniciou-se às 1833UTC.

A T-4m (1837:26UTC) a contagem decrescente era novamente interrompida para verificações finais por parte dos controladores da missão. A contagem decrescente foi retomada às 1847:26UTC.

Às 1848:26UTC (T-3m) os dispositivos de destruição são armados e às 1849:26UTC encerrou-se o tanque de oxigénio líquido do primeiro estágio para pressurização final, enquanto que o satélite começava a utilizar as suas baterias internas.

Um foguetão Delta-2 7320-10, a dois estágios, colocou em órbita o satélite QuickBird-2.



A ignição do Delta-2 dá-se às 1851:26UTC e 20s mais tarde o lançador orientava-se para atingir uma trajectória perfeita. A T+40s (1852:06UTC) o lançador atingia velocidade do som (Mach 1).

A T+55s o lançador encontrava-se a 19,31 Km de Vandenberg e viajava a 1602,56 Km/h a uma altitude de 14,48 Km.

Os três propulsores sólidos laterais terminaram a sua função a T+1m5s (1852:31UTC), mas permaneceram acoplados ao primeiro estágio do Delta-2 separando-se somente quando o lançador começou a sobrevoar a zona de largada segura, o que veio a acontecer a T+1m45s (1853UTC).

Aos T+3m o lançador atingia os 45 Km de altitude e aos T+4m35s (4856UTC) dava-se a fase MECO (*Main Engine Cut-Off*), com o fim da queima do primeiro estágio e a sua separação. A confirmação da ignição do segundo estágio chegava 10s mais tarde (T+4m45s).

A separação da ogiva de protecção do QuickBird-2 deu-se a T+5m5s. Aos +7m (1858UTC) o lançador atingia os 151,25 Km de altitude, estando a 846,33 Km de Vandenberg e viajando a 17.699 Km/h.



A separação dos propulsores laterais a combustível sólido do lançador Delta-2 sobre a área de segurança.

A confirmação da fase SECO-1 (*Second Engine Cut-Off*) chegou aos T+11m, tendo o lançador atingido uma órbita inicial com os parâmetros: apogeu 472Km, perigeu 185 Km e uma inclinação orbital de 98,1° em relação ao equador terrestre. O veículo permaneceu nesta órbita durante 44 minutos tendo realizado a sua re-ignição às 1946UTC (T+55m10s). Esta segunda queima durou pouco mais de 1 minuto e colocou o lançador e o satélite numa órbita com os parâmetros 394,21 Km x 410,30 Km x 97,26°.

O QuickBird-2 separou-se do segundo estágio do Delta-2 às 1952UTC (T+61m), ficando numa órbita com os parâmetros: 461 Km x 465 Km x 97,2°.

Provavelmente o segundo estágio do lançador ainda ficou com algum combustível nos seus depósitos, pois uma queima posterior baixou o perigeu da sua órbita para os 167 Km e alterou a sua inclinação orbital para 108,9°.

O QuickBird-2 tem a designação internacional 2001-047A e o número de catálogo 26953.

22 de Outubro – PSLV-C3 / TES; PROBA; BIRD-1

O segundo lançamento indiano do corrente ano marcou o 49º lançamento orbital de 2001. O Lançamento ocorreu às 0453UTC do dia 22 de Outubro, a partir do complexo de lançamentos da Ilha de Sriharikota, junto a Baía de Bengala. O foguetão PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) colocou em órbita os satélites TES, BIRD-1 e PROBA.

O satélite TES (Technology Experiment Satellite) pertence à ISRO (Indian Space Research Organization), agência espacial indiana, e tem como função testar o novo tipo de veículo bem como o sistema de comunicações e sistema de detecção remota. O satélite, de grande interesse para os militares indianos, transporta também uma câmara para fotografar a superfície terrestre a preto e branco.

O novo tipo de veículo que é testado com o TES, incorpora novos sistemas de controlo orbital e de atitude; um sistema de controlo com motores otimizados e um único tanque de combustível, uma estrutura ultra-leve, além de outros componentes. O TES tem um peso de 1108 Kg.

O satélite BIRD (Bispectral and Infrared Remote Detection) é um veículo alemão de 92 Kg de peso, destinado a avaliar as novas estratégias e tecnologias em detecção remota e no desenho de pequenos satélites. O BIRD tem também como objectivo observar na superfície terrestre fenómenos térmicos tais como incêndios e erupções vulcânicas, além de formações nublosas, características da superfície e vegetação. Estão também programadas a avaliação de novos instrumentos de detecção por infravermelhos e a utilização em simultâneo de câmaras em estéreo e infravermelho.

Durante o seu período de vida útil de dois anos, o satélite PROBA (Project for On Board Autonomy), pertencente à ESA e com 94 Kg de peso, irá operar de uma forma quase autónoma. As actividades científicas e de manutenção do satélite serão planeadas tanto pelo controlo no solo como pelo computador de bordo. De entre as funções que serão testadas estão a programação e planeamento de experiências científicas, a recolha e obtenção de informação útil; as comunicações entre o satélite, os seus utilizadores científicos e a equipa de controlo; a organização de funções de rotina do satélite e a detecção de falhas a bordo. A maioria dos actuais satélites requer uma interacção entre a equipa de controlo e o veículo em órbita para levar a cabo algumas das funções referidas.

Além dos testes sobre a autonomia do satélite, o PROBA transporta três experiências científicas no campo da observação terrestre, monitorização da radiação e estudo do impacto de pequenos destroços em órbita.

Enquanto que os satélites TES e BIRD-1 foram colocados numa órbita sincronizada com o Sol a 568 Km de altitude, o PROBA foi colocado numa órbita elíptica com um apogeu de 638 Km e um perigeu de 568 Km.

O satélite TES tem a designação internacional 2001-049A (26957), o BIRD-1 tem a designação internacional 2001-049B (26958) e o PROBA tem a designação internacional 2001-049C (26959).

O PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) pertence á família do lançador SLV (Satellite Launch Vehicle), desenvolvido pelo ISRO. É capaz de colocar 2.900 Kg numa órbita a 400 Km de altitude ou então 450 Kg numa trajectória de transferência para a órbita geossíncrona.

Este é um lançador a quatro estágios auxiliados na fase inicial de lançamento por seis propulsores a combustível sólido. No lançamento desenvolve uma força de 713.680 Kgf e tem um peso total de 283.280 Kg. O seu corpo principal tem um diâmetro de 2,8 metros e o foguetão tem um comprimento de 46,0 metros.

Os seis propulsores laterais têm um peso bruto de 10.930 Kg cada e um peso de 2.010 Kg sem combustível. Cada um desenvolve 51.251 Kgf em vácuo e têm um tempo de queima de 49 s. Têm um diâmetro de 1,0 metros e um comprimento de 10,0 metros. Cada propulsor está equipado com um motor SLV-1.

O primeiro estágio do PSLV funciona a combustível sólido e está equipado com um motor PSLV-1, que desenvolve uma força de 495.590 Kgf em vácuo. Tem um peso bruto de 160.200 Kg e um peso de 31.200 Kg quando se encontra sem combustível. Tem um tempo de queima de 97 s. O seu diâmetro é de 2,8 metros e o seu comprimento é de 30,3 metros.

O segundo estágio está equipado com um motor Viking-4 que funciona a N_2O_4 / UDMH e que desenvolve uma força de 79.931 Kgf em vácuo, tendo um tempo de queima de 150 s. Tem um peso bruto de 42.800 Kg e um peso de 5.300 Kg sem combustível. O seu diâmetro é de 2,8 metros e o seu comprimento é de 11,5 metros.

O terceiro estágio está equipado com um motor PSLV-1 que funciona a combustível sólido e que desenvolve uma força de 33.519 Kgf em vácuo, tendo um tempo de queima de 75 s. Tem um peso bruto de 8.300 Kg e um peso de 1.100 Kg sem combustível. O seu diâmetro é de 2,0 metros e o seu comprimento é de 3,5 metros.

Finalmente o quarto estágio está equipado com um motor PSLV-4 que funciona a N_2O_4 / MMH (MMH – Monometil Hidrazina CH_3NHNH_2) e que desenvolve uma força de 1.428 Kgf em vácuo, tendo um tempo de queima de 425 s. Tem um peso bruto de 2.920 Kg e um peso de 920 Kg sem combustível. O seu diâmetro é de 1,3 metros e o seu comprimento é de 2,6 metros.

O primeiro PSLV-D1 foi lançado a 20 de Setembro de 1993, desde Sriharikota. A missão terminou em fracasso, não conseguindo orbitar o satélite IRS-1E. O primeiro lançamento com sucesso ocorreu a 15 de Outubro de 1994 quando o PSLV-D2 colocou em órbita, desde Sriharikota, o satélite IRS-P2 (1994-068A / 23323).

25 de Outubro – 8K78M Molniya-M 2BL / Molniya 3-52

Um foguetão 8K78M Molniya-M 2BL, de quatro estágios, foi lançado às 1134UTC do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, e colocou em órbita um satélite de comunicações da série Molniya 3. O lançamento deu-se desde a Plataforma 3 do Complexo 43 de Plesetsk. Este foi o 1469º lançamento orbital com sucesso realizado desde Plesetsk.

Este lançamento estava inicialmente previsto para o dia 11 de Outubro, mas foi adiado por razões que ainda desconheço.

O lançamento ocorreu às 1134UTC e nove minutos (1143UTC) depois o terceiro estágio atingia uma órbita com os parâmetros: apogeu 617 Km, perigeu 214 Km e uma inclinação orbital de 62,8º em relação ao equador terrestre. Às 1230UTC, quando se encontrava perto do apogeu sobre o Oceano Pacífico, o motor principal do terceiro estágio entrou em ignição para colocar o satélite numa órbita com os parâmetros: apogeu 40.659 Km, perigeu 615 Km e inclinação orbital 62,8º, estando o apogeu sobre o hemisfério norte.

Este foi o segundo lançamento de um satélite Molniya-3 em 2001, o que é bastante estranho tendo em conta que nos últimos cinco anos apenas foram lançados quatro satélites desta série.

Os satélites Molniya orbitam em órbitas com períodos orbitais de 12 horas. Estas órbitas atingem mais de 40.000Km de altitude, no seu apogeu, e os 470Km no seu perigeu.

Os lançadores 8K78M Molniya-M pertencem á família do míssil balístico intercontinental R-7 e são também conhecidos como A-2e (designação Sheldom) ou SL-6 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos). São lançadores a três estágios auxiliados por quatro propulsores laterais a combustível líquido, também designados como estágio 0.

É capaz de colocar 1.800 Kg numa órbita a 820 Km de altitude ou 1.600 Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve uma força de 409.520 Kgf e tem uma massa total de 305.460 Kg. O diâmetro do corpo principal do lançador é de 3,0 metros (8,4 metros com os propulsores laterais) e tem um comprimento total de 40,0 metros.

O primeiro 8K78M Molniya-M foi lançado a 19 de Fevereiro de 1964. O veículo T15000-19 não conseguiu levar a cabo com sucesso o lançamento da sonda 3MV-1 N.º 2 AS, ficando colocado numa órbita inútil e recebendo a designação Cosmos 21 (1963-044A / 687). Após dois novos fracassos (T15000-20 e T15000-22), ocorreu o primeiro lançamento bem sucedido a 2 de Abril de 1964 quando o veículo T15000-23 colocou em órbita a sonda Zond-1 (1964-016D / 785), a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur.



No lançamento quatro propulsores laterais auxiliam o primeiro estágio nas fases iniciais de voo. Cada propulsor está equipado com um motor RD-107-8D728 (que, tal como todos os restantes estágios, utiliza oxigénio líquido e querosene) e tem uma massa de 43.400 Kg, sendo o seu peso sem combustível de 3.770 Kg. Cada um desenvolve uma força de 101.500 Kgf em vácuo e têm um tempo de queima de 119 s. Têm um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento de 19,0 metros.

O primeiro estágio está equipado com um motor RD-108-8D727 que é capaz de produzir 99.600 Kgf em vácuo. Tem um peso de 100.600 Kg e quando se encontra sem combustível pesa 6.798 Kg.

Tem um tempo de queima de 291 s. O seu diâmetro é de 3,0 metros e o seu comprimento de 28,0 metros.

O segundo estágio está equipado com um motor RD-0110 que é capaz de produzir 30.400 Kgf em vácuo. Tem um peso de 24.800 Kg e quando se encontra sem combustível pesa 1.976 Kg. Tem um tempo de queima de 241 s. O seu diâmetro é de 2,6 metros e o seu comprimento de 2,8 metros.

O terceiro estágio está equipado com um motor S1.5400A que é capaz de produzir 6.800 Kgf em vácuo. Tem um peso de 7.000 Kg e quando se encontra sem combustível pesa 1.200 Kg. Tem um tempo de queima de 285 s. O seu diâmetro é de 2,6 metros e o seu comprimento de 2,8 metros.

O Molniya 3-52 recebeu a designação internacional 2001-050A e o número de catálogo 26970.

Quadro de Lançamentos Recentes

Atenção para a mudança da designação internacional, em relação ao número anterior do “Em Órbita”, dos satélites PICOSat, Sapphire, PCSat e Starshine-3, lançados a 30 de Setembro.

Data	Des.	Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
08 Set.	1525:05	040A	26905	USA-160/MLV-10 Atlas 2AS AC-160		Vandenberg, AFB SLC-3E
14 Set.	2335	-	-	Pirs	11A511U Soyuz-U	GIK-5Baikonur LC1-5
		041A	26908	Progress M-SO1		
21 Set.	1849	01F01	-	OrbView-4	Taurus 2110 (T6)	Vandenberg AFB SLC-576E
		01F01	-	QuikTOMS		
		01F01	-	SBD		
		01F01	-	Celestis-04		
25 Set.	2321	042A	26927	Atlantic Bird 2	V-144 Ariane 44P	Kourou, ELA-2
30 Set.	0240:02	043B	26930	PICOSat (P97-1)	Athena-1 “Kodiak Star”	Kodiak, LC LC-1
		043D	26932	Sapphire		
		043C	26931	PCSat		
		043A	26929	Starshine-3		
05 Out	2121:01	044A	26934	USA-161	Titan 404B (B-31)	Vandenberg, AFB SLC-
06 Out	1645	045A	26936	Raduga-1 (06)	8K82K Proton-K / DM2	GIK-5 Baikonur
11 Out	0232	046A	26948	USA-162	Atlas 2AS AC-162	Cabo Canaveral, SLC-36B
18 Out	1851:26	047A	26953	QuickBird-2	Delta-2 7320-10	Vandenberg, AFB SLC-2W
21 Out	0859:53	048A	26955	Soyuz TM-33	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur LC1-5
22 Out	0453	049A	26957	TES	PSLV (C3)	Sriharikota, Isl.
		049B	26958	PROBA		
		049C	26959	BIRD-1		
25 Out	1143	050A	26970	Molniya 3-52	8K78M Molniya-M / 2BLGIK-1 Plesetsk, LC43-3	

Quadro dos lançamentos previstos para Novembro

23 de Novembro	8K82K Proton-K / DM-2	Uragan	GIK-5 Baikonur
		Uragan	
		Uragan	
26 de Novembro	11A511FG Soyuz-FG	Progress M1-7	GIK-5 Baikonur LC1-5
26 de Novembro	8K82K Proton-K / DM3	Intelsat 903	GIK-5 Baikonur
27 de Novembro	V146 / Ariane 44LP-3	DirectTV-4S	Kourou, ELA-2
30 de Novembro	11K77 Zenit-2	Meteor 3M-N1	GIK-5 Baikonur
		Kompass	
		Badr-B	
		Maroc-Tubsat	
		Reflector	

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

30 de Novembro	STS-108 / ISS-UF 1 MPLM	OV-105 Endeavour (17)
	Gorie (3); M. Kelly (1); Godwin (4); Tani (1); Onufriyenko (2); Walz (4); Bursch (4)	
17 de Janeiro	STS-109 / HSM-3B	OV-102 Columbia (27)
	Altman (3); Carey (1); Currie (4); Grunsfeld (4); Newman (4); Linneham (3); Massimino (1)	
28 de Fevereiro	STS-110 / ISS-8A	OV-104 Atlantis (25)
	Bloomfield (3); Frick (1); Ross (7); Smith (4); Ochoa (4); Morin (1); Walheim (1)	
27 de Abril de 2002	Soyuz TM-34 / ISS-4S	
	Gidzenko (3); Shargin (1); Vittori (1)	
18 de Abril de 2002	STS-111 / ISS.UF 2 MPLM	OV-105 Endeavour (18)
	Cockrell (5); Lockhart (1); Chang-Diaz (7); Perrin (1); Korzun (2); Whitson (1); Treshchyov (1)	

23 de Maio de 2002 STS-107 / Triana OV-102 Columbia (28)
Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)

11 de Julho de 2002 STS-112 / ISS-9A ITS S1 OV-104 Atlantis (26)
Ashby (3); Melroy (2); Sellers (1); Magnus (1); Wolf (3); Yurchirkhin (1)

22 de Agosto de 2002 STS-113 / ISS-11A OV-105 Endeavour (19)
Wetherbee (6); Lorie (1); Lopez-Alegria (3); Herrington (1); Bowersox (5); Thomas (5); Budarin (3)

4 de Novembro de 2002 Soyuz TMA-1
Zaletin (2); Poleshchuk (2) ou De Winne (1); Shuttleworth (1) ou De Winne (1)

21 de Novembro de 2002 STS-114 / ISS-ULF-1 OV-104 Atlantis (27)
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Malenchenko (3); Lu (3); Moshchenko (1)

Regressos / Reentradas

Nesta secção procurar-se-á falar um pouco acerca dos veículos que são desactivados em órbita, bem como dos satélites e outros objectos que regressam à Terra ou reentrem na atmosfera terrestre desintegrando-se. Tal como nas secções anteriores será compilada uma listagem e serão feitos comentários sobre as situações mais inusuais.

Data Reg.Ree.	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
12 Jul	Ree.	94-027A23099	SROSS C2	ASLV (D4)	04 Mai 1994
06 Out	Ree.	01-043	OAM	Athena LM-01	30 Set 2001
10 Out	Reg.	01-022A26775	Cosmos 2377	11A511U Soyuz-U	29 Mai 2001

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

Neste número colaboraram Charles P. Vick e José Roberto Costa

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

Para obter números atrasados enviar um e-mail para rui_barbosa@cix.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Só Texto, Ilustrado ou PDF). Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados.

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

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