

Em Órbita



35º Aniversário da Soyuz-1

V145 Ariane-5G / Envisat

AC-143 Atlas-IIA / TDRS-1

15A30 Rocket Briz-KM / GRACE

11A511U Soyuz-FG / Progress M1-8

V149 Ariane 44L / JC-Sat 8; Astra-3A

CZ-2F Chang Zheng-2F / Shenzhou-3

8K82K Proton-K DM3 / Intelsat-903

N.º 13

Abril de 2002

Em Órbita

Ano 1, N.º 13

15 de Abril de 2002, Braga – Portugal

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

Na Capa: O foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3) com o veículo Shenzhou-3 (27397 2002-014A), durante a fase de preparação para o lançamento a 25 de Março de 2002, na plataforma de lançamento LC3 do Centro Espacial de Jiuquan. A Shenzhou-3 é o terceiro voo de teste de um veículo que em 2003 deverá levar os primeiros “taikonautas” para o espaço.

O relato da missão espacial STS-109 HSM-3B, levada a cabo pelo vaivém espacial Columbia no mês de Março, surgirá no próximo número do “Em Órbita” juntamente com as missões espaciais STS-110 Atlantis ISS-8A e Soyuz TM-34 ISS-4S.

O próximo número do “Em Órbita” (n.º 14 - Maio de 2002) será um número comemorativo do primeiro aniversário deste boletim. Além dos já referidos relatos, poderão ler dois artigos intitulados “A União Soviética Recuperou uma Capsula Apollo”, da autoria do historiador Mark Wade, e “A História e Desenvolvimento do R-7 Semyorka”, com a revelação de algumas imagens inéditas que retractam alguns dos primeiros desastres espaciais soviéticos.

No presente número do “Em Órbita”:

- **Obituário: Anatoly Pavlovich Fyodorov**
- **Histórias da Conquista do Cosmos**
 - **35º Aniversário da missão Soyuz-1**
- **Lançamentos não tripulados**
 - 01 de Março – Ariane-5G (V145 L511) / Envisat
 - 08 de Março – AC-143 Atlas-IIA / TDRS-I
 - 17 de Março – 15A30 Rocket Briz-KM/ GRACE-1 “Tom”; GRACE-2 “Jerry”
 - 20 de Março – Kolibri-2000
 - 21 de Março – 11A511U Soyuz-FG / Progress M1-8 (ISS-7P)
 - 25 de Março – CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3) / Shenzhou-3; Chuang Xing-1
 - 29 de Março – Ariane 44L (V149) / JC-Sat 8; Astra-3A
 - 30 de Março – 8K82K Proton-K DM3 / Intelsat-903
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Abril**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Regressos / Reentradas**

Obituário

Anatoly Pavlovich Fyodorov

(N. 14 / Abr. / 1942 – F. 21 / Mar. / 2002)

Nascido a 14 de Abril de 1942, Anatoly Pavlovich Fyodorov foi seleccionado para fazer parte da equipa de cosmonautas soviéticos a 28 de Outubro de 1965, juntamente com mais 21 candidatos.

Em Dezembro de 1967 completa o curso de cosmonauta e é transferido para o grupo de cosmonautas em treino para as missões militares na estação orbital Almaz, sendo parte da primeira tripulação de deveria ocupar a estação juntamente com o cosmonauta Lev Stepanovich Demin. Posteriormente Fyodorov seria substituído por razões médicas deixando a equipa de cosmonautas em Maio de 1974 sem nunca ter concretizado o seu sonho de voar no espaço.

Natural da vila de Sestrenki, Distrito de Kamishinsky, Estalinegrado (actual Volgogrado), Fyodorov frequentou o ensino secundário na cidade de Kamishin e posteriormente ingressou na Escola Superior da Força Aérea em Yeisk, graduando-se em Outubro de 1963.

Desde Dezembro de 1963 até Janeiro de 1964, foi piloto no 274º Regimento de Bombardeiros da 9ª Divisão Aérea, do distrito militar de Moscovo, estando baseado em Kubinka. Quando foi seleccionado para cosmonauta, Fyodorov pertencia ao 320º Regimento de Guardas Aéreos de Kubinka.

Após abandonar a equipa de cosmonautas, Fyodorov foi Director Executivo da 1ª Directoria do Centro de Treinos de Cosmonautas Yuri Gagarin, tendo como função o planeamento do treino dos cosmonautas. Nesta fase leva a cabo estudos superiores na Escola Superior Técnica de Bauman, terminando a graduação em 1977. Em Junho de 1982 é nomeado líder do grupo de cosmonautas militares que serviram como directores de voo das missões para as estações Salyut e Mir. Anatoly Fyodorov permaneceu neste posto até à sua passagem para a reserva em Outubro de 1992.



Histórias da Conquista do Cosmos

O 35º Aniversário da missão Soyuz-1



O mês de Abril será sempre um mês ao qual podemos associar dois aniversários importantes na conquista do espaço: a 12 de Abril comemora-se o épico voo de Gagarin e no mesmo dia celebra-se o primeiro voo do que é considerado como o primeiro veículo espacial reutilizável, o vaivém espacial Columbia. Certamente existem outras datas e efemérides espaciais neste mês que mereciam referência, mas é também neste mês que se verifica o aniversário da primeira morte de um ser humano durante uma missão espacial (de lembrar que as mortes dos três astronautas da Apollo-1 em Janeiro de 1967 tiveram lugar durante uma sessão de treino).

A 23 de Abril de 1967 é lançada a capsula Soyuz-1 tripulada pelo cosmonauta Vladimir Mikhailovich Komarov, naquela que foi a primeira missão tripulada dos novos veículos soviéticos. As capsulas Soyuz foram desenvolvidas como veículos que iriam transportar os cosmonautas soviéticos até à Lua. De desenho versátil e fruto do engenho de Serguei Korolev, as Soyuz, na sua versão mais recente, ainda são utilizadas actualmente para o transporte de astronautas e cosmonautas para a ISS.

O objectivo da Soyuz-1 seria o de acoplar à capsula Soyuz-2 que iria ser lançada 24 horas depois. Após a acoplagem das duas capsulas dar-se-ia uma transferência de cosmonautas pelo exterior que regressariam à Terra juntamente com Komarov.

Os acontecimentos que levaram à tragédia da Soyuz-1, foram o pronuncio por si só da catástrofe. Para além da acesa disputa entre Vasili Mishin e a Força Aérea Soviética sobre a selecção de cosmonautas que não fizessem parte do corpo militar, havia a necessidade de se levar a cabo vários testes em órbita de um veículo mais de 2.000 defeitos identificados.

Em Outubro de 1966 o Governo soviético estabelece a primeira Comissão Estadual para o primeiro teste dos veículos 7K-OK Soyuz em órbita terrestre. A Comissão é dirigida pelo Major General Kerim Aliyevich Kerimov (N. 14 / Nov. / 1917) e tem como objectivo organizar e supervisionar a preparação do veículo para o teste. Em meados de 1966, surgiram várias discussões nas quais se propuseram a realização de uma missão dupla em vez de voos individuais por veículos não-tripulados. A missão dupla poderia concretizar os objectivos dos voos individuais e realizar a acoplagem automática de duas capsulas não-tripuladas em órbitas testando assim o sistema de radar de encontro e acoplagem *Igla*. Entre os apoiantes de desta missão dupla encontrava-se o Projectista-Chefe do sistema de acoplagem, Armen Sergeyevich Mnatsakanyan (N. 7 / Nov. / 1918 – F. 1992). Após da análise das sugestões emitidas em várias reuniões, Mishin e Kerimov decidiram-se pela missão dupla a realizar em Setembro de 1966.

Os dois veículos destinados à missão chegaram a Baikonur no mês de Agosto, no entanto cedo se verificou o aparecimento de novos problemas que originaram o atraso da missão para Novembro desse ano. Nessa altura, previa-se que a primeira missão tripulada da Soyuz poderia ter lugar nos dois primeiros meses de 1967.

A missão não-tripulada consistiria no lançamento em primeiro lugar do veículo activo seguido do veículo passivo 24 horas mais tarde e caso todos os parâmetros do primeiro veículo se mostrassem normais. A acoplagem em órbita teria lugar, se possível, na primeira órbita ou segunda do veículo passivo e isto caso este se encontrasse a uma determinada distância mínima do veículo activo. Caso isto não acontecesse então a acoplagem teria lugar no segundo dia de voo. Os dois veículos deveriam permanecer acoplados durante três dias e deveriam regressar à Terra no quarto dia de cada respectiva missão.

Com o sucesso desta missão, poderia ser preparada uma missão dupla tripulada no final de Dezembro de 1966. No entanto muitos factores teriam de correr bem. O primeiro desse seria a disponibilidade de duas plataformas de lançamento situadas no Complexo LC1 e LC31 estarem operacionais, o que por si só implicaria desde já o adiamento do lançamento de um satélite espião de reconhecimento fotográfico Zenit-4 programado para uma das plataformas. De seguida esta seria a primeira utilização do novo lançador 11A511 Soyuz.

A última reunião da Comissão Estadual para o primeiro voo de teste do 7K-OK Soyuz teve lugar a 25 de Novembro, sendo os lançamentos marcados para os dias 28 e 29 desse mesmo mês.

O veículo 7K-OK Soyuz n.º 2 foi lançado desde o Complexo LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur por um foguetão 11A511 Soyuz (n.º U15000-02), às 1300UTC do dia 28 de Novembro de 1966, recebendo a designação Cosmos 133 (02601 1966-107A) após entrar em órbita terrestre. Devido a um problema com o último (terceiro) estágio do foguetão lançador, o Cosmos 133 ficou colocado numa órbita com um perigeu mais baixo do que estava previsto. Os parâmetros orbitais obtidos foram os seguintes: apogeu 232 Km, perigeu 181 Km e 51,9º de inclinação orbital em relação ao equador terrestre.

Os problemas no voo começaram mal se deu a separação entre o veículo Soyuz e o último estágio 11S510 do lançador. Verificou-se uma repentina descida na pressão dos tanques de combustível do motor do sistema de orientação da Soyuz. A capsula entrara numa rotação sobre o seu eixo e como o combustível era indispensável para as manobras de aproximação, encontro e acoplagem, era agora pouca a esperança dos controladores de voo de conseguirem concretizar a acoplagem entre os dois veículos.

O lançamento do segundo Soyuz foi cancelado de imediato e os controladores de voo começaram as operações para fazerem regressar a capsula à Terra. Entretanto surgiam novos problemas, pois além de serem necessários para as manobras de acoplagem, os motores eram também necessários para orientar a atitude da capsula em órbita por forma a utilizarem os motores que fariam a capsula regressar à Terra.

Várias sugestões foram feitas para orientar a capsula, entre as quais a utilização de um conjunto de pequenos motores de controlo de atitude juntamente com o motor de reserva, tendo-se no entanto verificado que esses motores, quando accionados, faziam mover a capsula na direcção oposta à pretendida.

O Cosmos 133 deveria decair naturalmente ao fim de 29 voltas em torno do planeta e nessa altura seria destruído pelo sistema automático de autodestruição devido a uma correcta orientação.

Após várias tentativas para fazer regressar a capsula, a reentrada acabou por ter lugar no dia 30 de Novembro durante a 32ª órbita. Após a separação dos respectivos módulos, o módulo de regresso iniciou a reentrada na atmosfera mas de repente desapareceu dos ecrãs de radar a SE da cidade de Orsk.

Análises posteriores mostraram que a trajetória da capsula iria levá-la para território chinês. A Comissão concluiu que a carga do sistema de autodestruição foi accionada automaticamente e os destroços do Cosmos 133 caíram no Oceano Pacífico a E das Ilhas Marianas.

Apesar de numerosas falhas a bordo, diversos sistemas funcionaram como previsto e vários membros da Comissão Estadual concluíram que a presença de um cosmonauta a bordo teria salvo a capsula. De entre as falhas encontradas três foram consideradas muito graves: a falha no sistema de motores de orientação, instabilidade da capsula no funcionamento do motor de regresso e falha no sistema de telemetria *Tral*. Os problemas não seriam devidos aos sistemas mas sim a falhas na montagem e teste desses mesmos sistemas.

Após a análise dos resultados do voo do Cosmos 133, a Comissão Estadual recomendou o lançamento do segundo veículo em meados de Dezembro. Armen Mnatsakanyan insistiu na necessidade de se concretizar uma missão dupla, mas nesse momento foi desautorizado por Mishin.

A 14 de Dezembro o segundo veículo 7K-OK Soyuz n.º 2 encontrava-se pronto para o lançamento no Complexo LC31 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. A ignição dos motores do foguetão lançador 11A511 Soyuz (n.º U15000-01) deu-se às 0930UTC, mas cedo se verificou que as chamas que surgiam da base do lançador não tinham a força e intensidade que era prevista. O foguetão não se elevou da plataforma e permaneceu aparentemente imóvel, enquanto que toneladas de água eram despejadas sobre o complexo.

As estruturas da torre de serviço foram colocadas automaticamente em torno do lançador para evitar que este balançasse devido aos ventos fortes que se faziam sentir em Baikonur. Nesta altura já muito do pessoal de serviço tinha chegado à plataforma para iniciar a inspecção ao foguetão. Então, uma das estruturas tocou no veículo, fazendo-o balançar devido ao facto que o lançador se tinha movido ligeiramente da sua posição inicial. Devido ao balanço do foguetão (com movimentos de amplitude superior a 7º) o sistema de emergência montado sobre a capsula entrou em funcionamento, tendo sido activado automaticamente por um sistema giroscópico. As chamas que saíam dos motores a combustível sólido penetraram na fuselagem do terceiro estágio envolvendo por completo o veículo Soyuz. Uma violenta explosão destruiu por completo o complexo LC31. Devido ao facto de que entre a entrada em ignição dos motores de combustível sólido do sistema de emergência e a explosão do lançador terem decorrido mais de dois minutos, permitiu que o pessoal de serviço fugisse em pânico. Deste acidente, miraculosamente, só resultou uma morte, havendo no entanto inúmeros feridos.



Vladimir Komarov (dir.) e Yuri Gagarin durante uma sessão de treino de preparação para a missão Soyuz-1. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

Este acidente e a destruição do Complexo LC31, atrasou os planos de se realizar tão cedo um voo tripulado e como consequência foi resolvido realizar-se mais um voo de teste no início de 1967.

Entretanto os cosmonautas que já se encontravam em treinos para a primeira missão tripulada, foram enviados para umas pequenas férias. Este grupo de cosmonautas era constituído por Yuri Alexeievich Gagarin, Viktor Vasilievich Gorbakto, Valeri Fyodorovich Bykovsky, Yevgeni Vasilievich Khrunov, Vladimir Mikhailovich Komarov, Valeri Nikolaievich Kubasov, Andrian Grigorievich Nikolayev e Alexei Stanislavovich Yeliseyev.

As preparações para a próxima missão de teste seguiam a bom ritmo e o lançamento fora agendado para o dia 6 de Fevereiro. No entanto, pequenos problemas fizeram atrasar a partida que se deu às 0320UTC do dia 7 de Fevereiro. O lançamento teve lugar desde o Complexo LC1 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur e foi realizado por um foguetão 11A511 Soyuz (n.º U15000-03). O veículo 7K-OK Soyuz n.º 3 foi colocado numa órbita terrestre com os parâmetros: apogeu 241 Km, perigeu 170 Km e inclinação orbital de 51,7º, tendo sido baptizado com a designação Cosmos 140 (02667 1967-009A).

Mais uma vez se verificou um desempenho abaixo do esperado do lançador e os primeiros problemas com a capsula surgiram já no decorrer da quarta revolução em torno da Terra. Foi impossível orientar a capsula por forma a colocar os painéis solares em direcção do Sol para recarregar as baterias de bordo, havendo uma falha no sistema de orientação. Devido a outros problemas, o centro de controlo decidiu terminar o voo e utilizando o sistema de orientação iónico, orientaram a capsula devidamente fazendo-a regressar à Terra.

O Cosmos 140 regressou à Terra numa trajetória balística e pouso sobre um bloco de gelo no Mar de Aral, a poucos quilómetros do Cabo Shevchenko. Infelizmente a capsula acabaria por se afundar até uma profundidade de 10 metros o que por si só revelou um problema, pois era suposto a capsula permanecer à tona da água no caso de uma

amaragem. A recuperação do Cosmos 140 foi extremamente difícil e devido ao seu peso com a água, um helicóptero teve de a “arrastar” até à margem a 3 Km de distância.

Análises posteriores revelaram um pequeno orifício na base da capsula que teria originado a perda de pressão e posterior afundamento do veículo. O orifício foi resultado por uma falha no centro do escudo térmico que teria originado a morte da tripulação a bordo caso ela existisse, pois não albergaria qualquer fato espacial.

Sem dúvida que outros testes seriam necessários para validar a capsula e todo o novo complexo sistema tripulado. No entanto tal não aconteceria e após uma reunião com todas as entidades responsáveis pelo novo veículo foi decidido avançar-se para o voo tripulado. A pressão política era imensa por parte de Leonid Brezhnev e Dmitry Ustinov, pois já passavam quase dois anos desde a última missão tripulada soviética. Neste lapso de voos tripulados, os Estados Unidos tinham conseguido colocar no espaço dez missões Gemini e ultrapassado todos os feitos soviéticos no espaço. Entretanto, aproximava-se uma data importante no calendário soviético, o 1º de Maio, e o voo da primeira Soyuz tripulada poderia coincidir com esta festividade.

Nos primeiros meses de 1967 as discussões em torno da preparação da primeira missão tripulada aumentaram e como resultado aumentaram também os rumores de mais um feito espacial espectacular por parte da União Soviética. A primeira missão do novo programa seria um voo tripulado duplo no qual, e após a primeira acoplagem entre dois veículos tripulados em órbita, se daria a transferências de dois cosmonautas pelo exterior.

Em princípios de Abril os preparativos para a missão aumentam. As tripulações principais e suplentes para o voo são estabelecidas, Vladimir Komarov tripulara a Soyuz-1 e os cosmonautas Valeri Bykovsky, Alexei Yeliseyev e Yevgeni Khrunov, tripularão a Soyuz-2 (os suplentes são Yuri Gagarin, para a Soyuz-1, e Viktor Gorbakto, Valeri Kubasov e Andrian Nikolayev, para a Soyuz-2).

O voo da Soyuz-1 seria o retomar das missões tripuladas soviéticas mas representava também o início da caminhada para a Lua, pois nesta missão seriam testados procedimentos para os programas lunares tripulados L1 e N1-L3.

O foguetão lançador 11A511 Soyuz para a Soyuz-1 foi colocado no Complexo LC1 no dia 22 de Abril. O lançamento da Soyuz-1 estava marcado para as 0035UTC do dia 23 de Abril, enquanto que a Soyuz-2 seria lançada às 0010UTC do dia 24 de Abril, na altura exacta em que a Soyuz-1 sobrevoaria Baikonur.

O veículo 7K-OK n.º 4 foi lançado exactamente à hora marcada pelo lançador Soyuz (U15000-04) e após entrar em órbita foi baptizado com a designação Soyuz-1. Apesar dos crescentes rumores de que a missão Soyuz-1 iria envolver o lançamento de outro veículo tripulado com o qual iria acoplar, a agência noticiosa soviética TASS apenas anunciou o lançamento do primeiro veículo e referindo os seus parâmetros orbitais: apogeu 225 Km, perigeu 196 Km e inclinação orbital de 51,72°.

Segundo os primeiros dados enviados pela capsula os problemas com a Soyuz-1 começaram mal entrou em órbita terrestre, um dos painéis solares não se tinha aberto permanecendo dobrado sobre a fuselagem do veículo, diminuindo assim o fluxo de energia necessário para alguns dos sistemas funcionarem. Verificou-se também que a antena suplente do sistema de telemetria estava inoperativa e que o sistema de controlo de atitude teria sido contaminado pelos gases dos motores da Soyuz. Enquanto que o problema com a antena suplente era um mal menor, o problema com o sistema de controlo de atitude era preocupante, pois Komarov não teria a capacidade para mudar os parâmetros da órbita impossibilitando assim a acoplagem posterior com a Soyuz-2.

Relatórios não confirmados referem que Komarov até tentou pontapear a fuselagem interior da Soyuz numa tentativa desesperada para libertar o painel solar.

A situação piorava de minuto a minuto. Como o painel solar não funcionava e a capsula não fora capaz de se orientar em relação ao Sol, a energia disponível encontrava-se muito abaixo do normal. Todos os sistemas eléctricos não necessários foram desligados, pois o veículo só iria conseguir operar nestas condições durante 24 horas, o que tornava impossível uma acoplagem ao terceiro dia de voo.

Apesar dos problemas, o controlo de voo acreditava que tudo voltaria à normalidade. Assim, foi ordenada a preparação para o lançamento da Soyuz-2 apesar de muitos membros da Comissão Estadual para a Soyuz-1 recomendarem o seu adiamento. Surgiram sugestões de que os cosmonautas que iriam realizar o passeio espacial poderiam libertar o painel solar da Soyuz-1. O lançamento da Soyuz-2 acabaria por ser cancelado horas mais tarde.

Komarov tentou orientar a capsula de forma manual, mas descobriu que era extremamente difícil realizar essa orientação pois era impossível descobrir um alvo fixo sobre a Terra e além do mais a sua orientação era anulada pelo sistema de controlo da capsula.

Durante a 7ª e até à 13ª órbita, Komarov esteve fora do contacto com as estações de controlo terrestre e não conseguiu resolver os problemas que afectavam seriamente a sua capsula espacial.

Neste momento existiam três problemas sérios na Soyuz-1: o painel solar encontrava-se dobrado sobre a fuselagem da capsula, o sensor de controlo de atitude pelas estrelas e pelo Sol não funcionava e o mesmo se passava com o sistema de orientação iónica, que se baseava na leitura da velocidade dos iões na alta atmosfera para calcular a orientação da capsula em relação à superfície. O facto do painel solar não se abrir criava problemas de assimetria na Soyuz, que impediam o painel solar que se encontrava aberto de se orientar para o Sol.

A Soyuz possuía três sistemas de orientação. Se todos os sistemas se encontravam inoperacionais, seria virtualmente impossível fazer regressar a Soyuz. Com uma incorrecta atitude da capsula, esta arderia na atmosfera ou então terminaria numa órbita mais alta. O sistema de orientação iónica já falhara duas vezes e o regresso não se poderia



Os destroços da Soyuz-1 arderam por várias horas antes que as equipas de socorro conseguissem extinguir o fogo e retirar os restos mortais de Komarov. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

realizar de manha, pois a presença de bolsas iónicas iriam confundir o trabalho dos sensores. Por seu lado o sistema de orientação solar e estelar estava totalmente inoperacional. O sistema de orientação manual seria o único disponível para Komarov tentar o regresso a casa. No entanto Komarov informou o centro de controlo que este sistema era muito difícil de utilizar, pois era quase impossível localizar o horizonte terrestre na parte nocturna da órbita.

O tempo escasseava para Komarov, e o centro de controlo de voo enviou-lhe os parâmetros para tentar a reentrada. Às 2356:12 de 23 de Abril, Komarov iniciou o processo de regresso à Terra, mas cedo se verificou que nada acontecera pois os parâmetros orbitais permaneciam os mesmos. A capsula entrava numa bolsa iónica que confundiu os sensores o que levou ao sistema de controlo da capsula a anular o regresso à Terra. Somente restava a Komarov o sistema de orientação manual.

O motor de regresso da Soyuz-1 foi accionado às 0257:15UTC do dia 24 de Abril e permaneceu em funcionamento durante 2m26s, sendo desactivado às

0259:39UTC. Komarov iniciou uma reentrada balística na atmosfera às 0314:09UTC. Os cálculos efectuados davam a hora de 0324UTC como a hora da aterragem da Soyuz-1 a 65 Km E da cidade de Orsk, perto de Orenbourg. A missão teve uma duração de 26h 47m 52s.

Testemunhas relataram ter visto a capsula descer dos céus arrastando o seu pára-quadras sem que este se enchesse de ar. A equipa de resgate relatou ver a capsula tombada num campo verdejante ao lado do seu pára-quadras, mas de repente os motores de aterragem começaram a funcionar. Os especialistas no helicóptero ficaram alarmados, pois os motores deveriam funcionar imediatamente antes da aterragem e não com a capsula já no solo. A Soyuz encontrava-se envolta por um fumo negro assim que o primeiro helicóptero aterrou. O fogo no seu interior era intenso, enquanto que a base da capsula tinha desaparecido por completo. Metal derretido caía no chão enquanto que as equipas de socorro tentavam apagar o fogo utilizando terra e alguns extintores de espuma. Foi uma tarefa muito difícil encontrar o corpo de Komarov entre os destroços da Soyuz-1. O seu corpo encontrava-se ainda no assento, mas por debaixo do painel de controlo da capsula.



Nesta imagem é visível a escotilha de acesso à Soyuz-1. Nem todos os restos foram depositados a quando da cerimónia fúnebre, pois um grupo de Jovens Pioneiros descobriu mais restos no local do impacto que acabaram por ser enterrados nesse lugar. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

A agência TASS anunciou, 12 horas após a catástrofe, que a missão tinha decorrido sem qualquer problema até à reentrada e regresso à Terra, altura em que um problema com os pára-quadras fez com que a capsula se esmagasse no solo.



Aspecto geral do local de impacto da Soyuz-1. Nesta imagem é visível do lado esquerdo o escudo térmico do veículo, parte do pára-quadras do lado direito da imagem e a escotilha de acesso à Soyuz (no centro ligeiramente para a direita). Imagem: arquivo fotográfico do autor.

Os restos mortais de Komarov foram enterrados nas paredes do Kremlin. Porém, nem todos os restos foram depositados a quando da cerimónia fúnebre, pois um grupo de Jovens Pioneiros (o equivalente aos Escuteiros na União Soviética) descobriu mais restos no local do impacto que acabaram por ser enterrados nesse lugar.



Um pequeno monumento assinala o local onde a Soyuz-1 se despenhou. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

O pára-quadras principal da Soyuz-1 iniciou a sua abertura quando o pequeno pára-quadras de arrasto ainda se encontrava sobre a capsula, fazendo com que as cordas do pára-quadras principal se emaranhassem, evitando que se enchesse de ar. A capsula atingiu o solo a uma velocidade de 144 Km/h. O escudo térmico nunca se separou da capsula e os foguetões de aterragem, que servem para diminuir a velocidade de descida da capsula mesmo antes do impacto no solo, explodiram após o impacto criando um incêndio ao queimarem o peróxido de hidrogénio dos motores de controlo de atitude da capsula.

A principal razão do desastre ficou-se a dever devido à fricção entre o pára-quadras e as paredes interiores do próprio contentor. O aumento de pressão

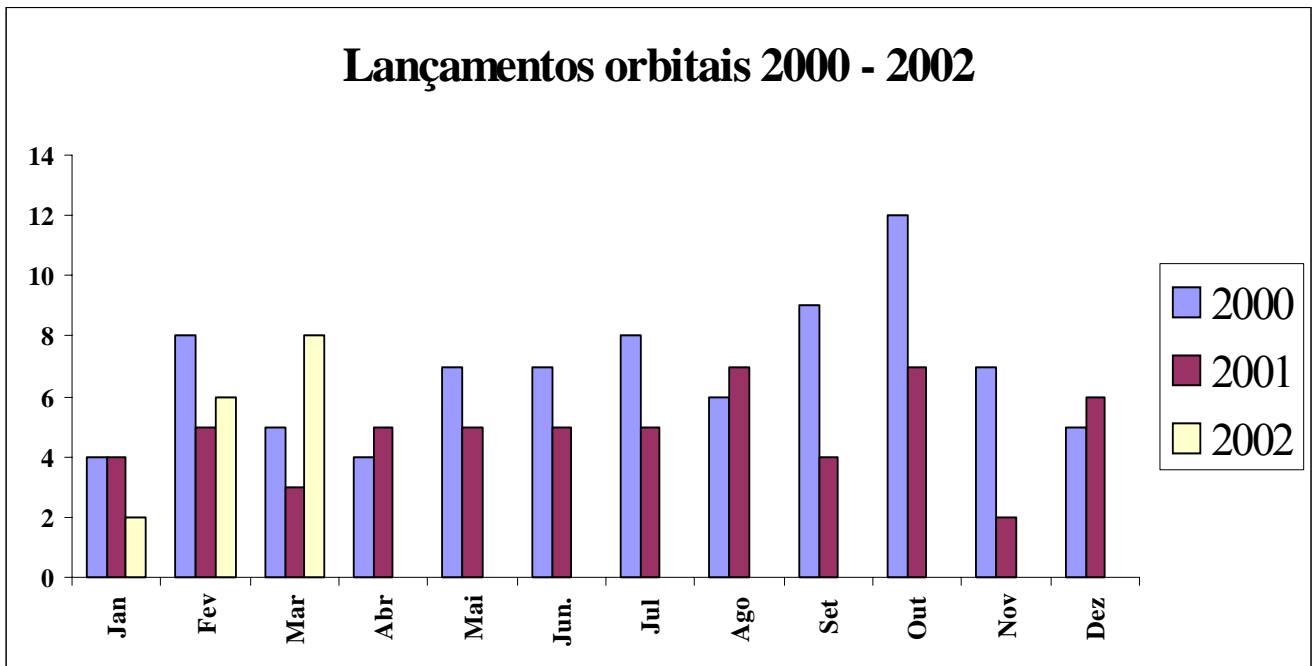
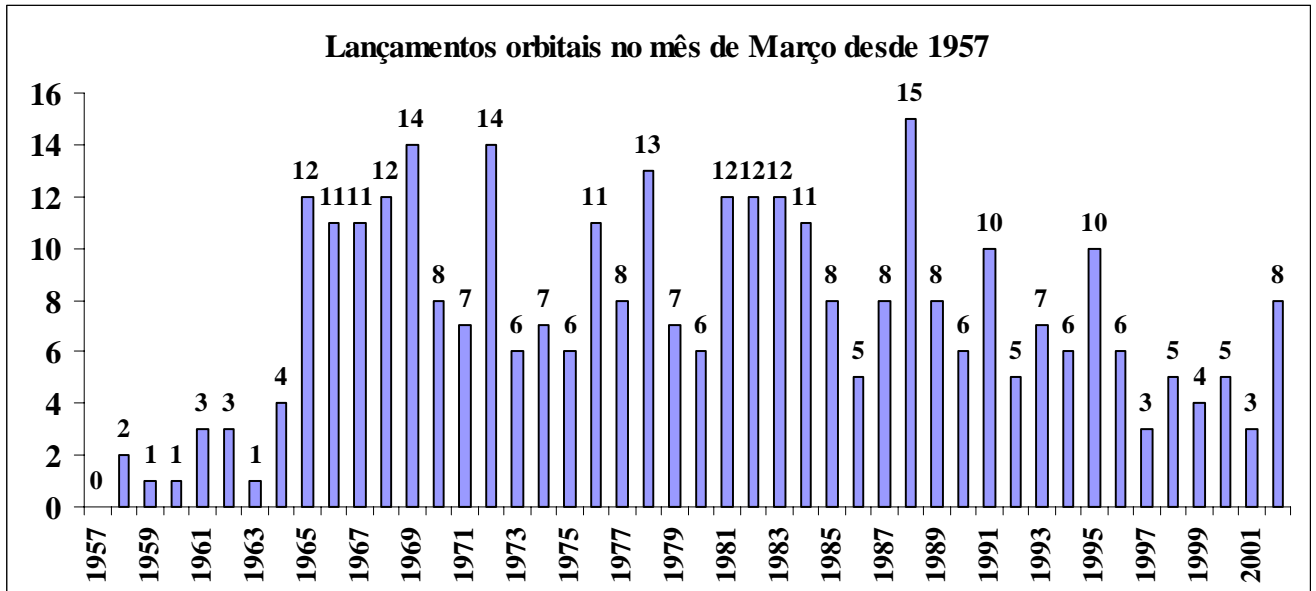
do contentor relativa à pressão no exterior, originou que o pára-quadras ficasse preso no interior do contentor.

A morte de Komarov foi um choque para todo o programa espacial soviético. Para lá do choque psicológico de perderem um cosmonauta numa missão espacial, o acidente provocou uma paragem imediata em todos os projectos tripulados e toda a esperança de se obter um voo lunar nos finais de 1967 perdeu-se.

Após vários exames à Soyuz-2 chegou-se também à conclusão de que caso esta fosse colocada em órbita os seus três ocupantes teriam uma morte certa no regresso, pois o pára-quadras da Soyuz-2 tinha o mesmo problema registado com a Soyuz-1.

Lançamentos não tripulados

Em Março registaram-se oito lançamentos orbitais, um dos quais tripulado. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Março foram realizados 4.202 lançamentos orbitais, 337 lançamentos foram registados no mês de Março, o que corresponde a 8,020% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,733% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (260 lançamentos que correspondem a 6,188% do total).



01 de Março – V145 Ariane 5G (L511) / Envisat

A mais ambiciosa missão da Agência Espacial Europeia (ESA) nos últimos anos, iniciou-se com o lançamento do satélite de observação terrestre Envisat no dia 1 de Março de 2002.

O objectivo do Envisat é o de realizar o mais completo conjunto de observações do nosso planeta ao analisar o solo, os oceanos, a atmosfera (troposfera, estratosfera e mesosfera) e o gelo nos pólos (criosfera). Os dados recolhidos irão ajudar os cientistas a compreender como é que as alterações de um sistema afectam os outros. O Envisat é o elemento principal dos planos da ESA para o estudo do ambiente na próxima década.

Ao tentar responder a perguntas fundamentais como a rapidez com que o gelo polar se derrete, qual o estado das florestas húmidas, qual o estado da corrente oceânica que origina o “*El Niño*”, qual a concentração dos gases que originam o efeito de estufa, qual o tamanho do buraco do ozono e a sua evolução, o Envisat ajudará a melhorar o futuro da Humanidade, pois os cientistas e políticos necessitam deste tipo de informação para os ajudar a tomar as decisões importantes para a protecção das espécies á superfície deste frágil mundo.

Muitos dos instrumentos a bordo do Envisat foram desenvolvidos tendo por bases instrumentos transportados a bordo dos satélites europeus de observação terrestre ERS-1 e ERS-2. No total, o Envisat transporta dez instrumentos:

Instrumento	Objectivo principal
GOMOS (<i>Global Ozone Monitoring by Occultation of Stars</i>)	Observar a concentração de ozono na atmosfera terrestre.
SCIAMACHY (<i>Scanning Imaging Absorption Spectrometer for Atmospheric Cartography</i>)	Medir a concentração dos gases e aerossóis na atmosfera terrestre.
MIPAS (<i>Michelson Interferometer for Passive Atmospheric Sounding</i>)	Recolha de informação acerca dos processos químicos e físicos na estratosfera, tais como aqueles que irão afectar a concentração de ozono no futuro.
MERIS (<i>Medium Resolution Imaging Spectrometer</i>)	Medição da radiação em 15 bandas de frequência por forma a obter informação sobre a biologia marinha, qualidade da água do mar, vegetação em terra, nuvens e vapores de água na atmosfera.
ASAR (<i>Advanced Synthetic Aperture Radar</i>)	Obtenção de imagens das condições meteorológicas em ciclos de 24 horas.
AATSR (<i>Advanced Along Track Scanning Radiometer</i>)	Medição da temperatura à superfície dos oceanos, um parâmetro importante na determinação da existência e/ou extensão do aquecimento global.
RA-2 (<i>Radar Altimeter</i>)	Medição da distância do Envisat à Terra por forma a determinar a altura dos oceanos, que é um parâmetro importante na vigilância do “ <i>El Niño</i> ”.
MWR (<i>Microwave Radiometer</i>)	Permitirá a correcção aos dados obtidos por altímetros de radar.
DORIS (<i>Doppler Orbitography and Radio Positioning Integrated by Satellite</i>)	Permite determinar a posição do Envisat na sua órbita com uma margem de erro de pouco centímetros. Esta medição é crucial para compreender os dados obtidos por todos os instrumentos.
LRR (<i>Laser Retro-Reflector</i>)	Reflecte sinais de laser enviados por estações terrestres para ajudar a determinar a posição exacta do satélite na sua órbita.

O Envisat tem um peso de 8.200 Kg, sendo 2.050 Kg de instrumentos a bordo. A sua missão deverá ter uma duração de 10 anos e terá um custo de cerca de 2,3 biliões de Euros. Situado numa órbita média a 800 km de altitude e sincronizada pelo Sol, o Envisat realizará ciclos de observação de 35 dias. Os principais contribuintes para a realização da missão foram a Áustria, Bélgica, Canadá, Dinamarca, França, Finlândia, Alemanha, Itália, Noruega, Espanha, Suécia, Suíça, Holanda e o Reino Unido. A missão do Envisat será controlada a partir do Centro Europeu de Operações Espaciais (ESOC – *European Space Operations Centre*) em Darmstadt, Alemanha.



Desenho realizado por crianças dos países europeus que participam no projecto do Envisat e que resume os objectivos da missão. Imagem: ESA.

Esta foi a 11ª missão do lançador europeu Ariane 5G. O Ariane 5 é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. Designados SPB235, cada propulsor tem um peso bruto de 269.000 Kg, pesando 34.000 Kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 Kgf no vácuo. O Ies é de 286 s e o Tq é de 123. Têm um comprimento de 31,0 metros e um diâmetro de 3,0 metros. Estão equipados com um motor P230 que consome combustível sólido. O P230 é construído pela empresa francesa SNPE.

O primeiro estágio do Ariane 5, H155, tem um comprimento de 30,0 metros e um diâmetro de 5,4 metros. Tem um peso bruto de 170.000 Kg e um peso sem combustível de 15.000 Kg. O seu motor criogénico Vulcain (com um peso de 1.300 Kg) é capaz de desenvolver 109.619 Kgf no vácuo, com um Ies 431 s e um Tq de 605 s. O Vulcain é construído pela empresa francesa SEP.

O segundo estágio do Ariane 5, L-5, tem um comprimento de 3,3 metros e um diâmetro de 4,0 metros. Tem um peso bruto de 9.380 Kg e um peso sem combustível de 2.180 Kg. O seu motor L7 (peso de 110 Kg) é capaz de desenvolver 2.800 Kgf no vácuo, com um Ies 320 s e um Tq de 810 s. Consome N₂O₄/UDMH. O L7 é construído pela empresa alemã MBB.

Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Satélites
1997-066	V101	Ariane 5G (L502)	30-10-1997	Maqsat-H - Teamsat (97-66A/25023) Maqsat-B (97-66B/25024); YES (97-66C/25025)
1998-059	V112	Ariane 5G (L503)	21-10-1998	ARD (98-59B); Maqsat-3 (98-59A/25503)
1999-066	V119	Ariane 5G (L504)	10-12-1999	XMM (99-66A/25989)
2000-016	V128	Ariane 5G (L505)	21-03-2000	Asiastar (00-16A/26107); Insat-3B (00-16B/26108)
2000-054	V130	Ariane 5G (L506)	14-09-2000	Astra-2B (00-54A/26494); GE-7 (00-54B/26495)
2000-072	V135	Ariane 5G (L507)	16-11-2000	PAS-1R (00-72A/26608); Oscar-40 (00-72B/26609) STRV-1c (00-72C/26610) STRV-1d (00-72D/26611)
2000-081	V138	Ariane 5G (L508)	20-12-2000	Astra-2D (00-81A/26638); GE-8 (00-81B/26639) LDREX (00-81C/26640)
2001-011	V140	Ariane 5G (L509)	08-03-2001	Eurobird-1 (01-011A/26719) BSat-2a (01-011B/26720)
2001-059	V142	Ariane 5G (L510)	12-07-2001	Artemis (01-29A/26863) BSat-2b (01-29B/26864)
2002-009	V145	Ariane 5G (L511)	01-03-2002	Envisat (02-009A/27386)

Tendo o Envisat um comprimento de aproximadamente 10 metros, está foi a primeira utilização de uma ogiva mais longa para albergar a carga do Ariane 5.

As preparações para a missão V145 iniciaram-se a 20 de Março de 2001 quando os primeiros componentes do Envisat chegaram a Kourou. As últimas peças do satélites foram entregues no dia 16 de Maio. A 8 de Junho o módulos de carga e de serviço do Envisat foram integrados, mas a montagem do satélites sofreu uma paragem em Julho de 2001

devido ao mau desempenho do lançador Ariane 5 na missão V142 que deixou os satélites Artemis e Bsat-2b em órbitas demasiado baixas. A montagem do Envisat foi retomada a 4 de Janeiro de 2002.

O primeiro estágio do lançador foi colocado na plataforma móvel de lançamento no dia 11 de Setembro de 2001, seguido da colocação ao lado do estágio dos dois propulsores sólidos no dia seguinte. Estes foram ligados fisicamente a 13 de Setembro. Uma paragem longa na preparação do lançador iniciou-se a 6 de Outubro e durou até 7 de Janeiro, quando o Ariane foi transportado do edifício de integração para o edifício de montagem.

A 9 de Janeiro de 2002 foram montados no Envisat os geradores solares e em princípios de Fevereiro chegava a Kourou o último estágio do lançador após ter passado por rigorosos testes na Europa. Este estágio foi colocado sobre o conjunto a 4 de Fevereiro. O módulo de equipamento do Ariane 5 (o cérebro do Ariane) foi colocado nesse mesmo dia no lançador.

Por seu lado, o satélite foi transportado para o centro de abastecimento no Centro Espacial de Guiana a 5 de Fevereiro e o propelente de manobra foi introduzido no Envisat nos dias 7 e 8 de Fevereiro. O satélite seria colocado no adaptador de carga do Ariane no dia 16 de Fevereiro. A 18 de Fevereiro toda a carga do Ariane 5 era transportada para o edifício de montagem, onde no dia 18 foi colocada sobre o lançador. A ogiva do Ariane 5 foi colocada no dia 20.



O satélite Envisat durante a fase de preparação e integração em Kourou. Esta imagem dá a escala da carga transportada pelo Ariane 5 e a razão da utilização de uma ogiva maior do que até então se tinha utilizado. Imagem: ESA.

As operações de abastecimento do sistema de controlo de atitude do último estágio do lançador iniciaram-se no dia 22 de Fevereiro e continuaram até ao dia 25.

A 26 de Fevereiro realizou-se em Kourou uma reunião para avaliar a prontidão para o lançamento e os engenheiros armaram os dispositivos pirotécnicos do lançador, além de realizarem as preparações mecânicas finais do veículo.

O Ariane 5 com o Envisat no seu topo foi colocado na plataforma de lançamento ELA-3 no dia 27 de Fevereiro a uma velocidade de deslocação de 4 Km/h.

No entanto e devido aos fortes ventos em Kourou, um dos cabos umbilicais que fornece ventilação para a secção de equipamento do Ariane 5, foi arrancado do seu lugar. Em resultado o lançador teve de ser recolhido para o edifício de montagem para se voltar a colocar o cabo umbilical no seu lugar. O veículo foi de novo transportado para plataforma ELA-3 na manhã no dia 28 de Fevereiro.

Às 2145UTC o estágio criogénico do Ariane encontrava-se a ser abastecido com LOX e LH₂ e a contagem decrescente decorria sem qualquer problema. O abastecimento terminava por volta das 2300UTC e nessa altura os meteorologistas anunciavam que as condições atmosféricas eram favoráveis para o lançamento.

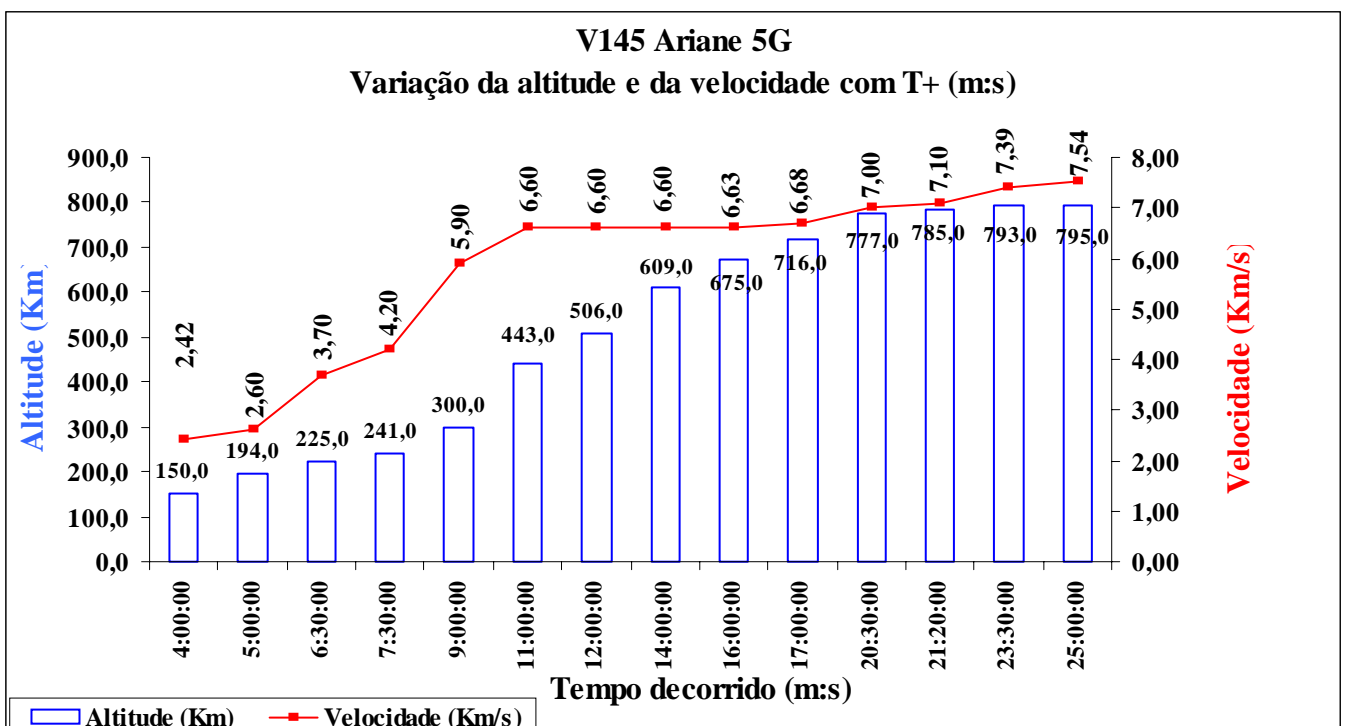
Esta lançamento foi acompanhado por inúmeras estações de rasteio que se localizavam dentro da rota do Ariane 5. A fase inicial do voo foi acompanhada pelas estações localizadas em Kourou e Cayenne, Guiana Francesa. A T+12 m o lançador entra na zona da estação de rasteio de Wallops Island, Virgínia, Estados Unidos, e a T+24 m é a vez da estação localizada em Svalbard, Noruega, receber a telemetria do lançador até à separação do Envisat.

A T-7m (0101UTC do dia 1 de Março) inicia-se a Sequência Sincronizada de Lançamento com os computadores a controlar esta fase final da contagem decrescente, preparando o lançador e os sistemas de solo para o lançamento. Nesta fase existem dois computadores a controlar a contagem decrescente: um a bordo do Ariane e um computador redundante situado no complexo de lançamentos ELA-3.

Às 0104UTC (T-4m) iniciava-se a pressurização dos tanques criogénicos do primeiro estágio e preparavam-se os dispositivos pirotécnicos a bordo do Ariane 5. Às 0105UTC (T-3m) era introduzida a hora de lançamento na memória do computador de bordo do Ariane e a pressurização dos tanques chegava aos valores necessários para o lançamento.

A T-40s (0107UTC) o Ariane 5 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e a T-37s era iniciada a sequência automática de ignição do primeiro estágio. A T-30s começava a descarga de toneladas de água sobre a plataforma por forma a suprimir as ondas sónicas originadas pela ignição do motor principal do primeiro estágio. A T-22s o computador de bordo passava a controlar total mente a sequência de acontecimentos que levariam à ignição do motor Vulcain e a T-18s dava-se início à preparação do motor ao se permitir que algum hidrogénio líquido entre no sistema. A T-7s os deflagradores de hidrogénio foram activados na plataforma de lançamento e por debaixo do Vulcain para se queimar algum resíduo deste gás.

A T-3s os sistemas de orientação por inércia entraram em modo de voo e a ignição do motor Vulcain deu-se às 0107:59UTC (T=0s). Entre T+4s e T+7s levou-se a cabo uma verificação das condições de ignição e do motor Vulcain, e a T+7,0s dava-se a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido. O primeiro deslocamento do Ariane 5 deu-se a T+7,3s. A variação de altitude e de velocidade nos primeiros minutos de voo está representada no seguinte gráfico:



A T+2m30s (0110UTC) dava-se a separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido que forneceram 90% da força necessária para o lançamento na sua fase inicial. O motor Vulcain do primeiro estágio continuou em ignição. A separação da ogiva de protecção do Envisat dava-se às 0111UTC (T+3m30s).



1 de Março de 2002. Lançamento do 11º Ariane 5G a partir do Centro Espacial de Kourou, Guiana Francesa. A missão V145 colocou em órbita o satélite de observação terrestre Envisat. Imagem: ESA.

A separação do primeiro estágio deu-se às 0118UTC (T+10m15s) após o fim da sua queima. Encontrando-se já fora da atmosfera, o primeiro estágio caiu posteriormente no Oceano Ártico a N da Ilha de Ellesmere (após atingir o apogeu da sua órbita: apogeu 651 Km, perigeu – 2610 Km, inclinação orbital 93,8º). O segundo estágio do Ariane 5 entrava entretanto em funcionamento queimando os seus combustíveis armazenáveis. O sinal do conjunto L-5 / Envisat era recebido às 0120UTC (T+12m) pela estação de rastreio de Wallops Island, enquanto este viajava em direcção a N para uma órbita polar.

Às 0131UTC (T+23m30s) terminava a queima do segundo estágio e o lançador havia estabilizado a sua altitude em 795 Km (a uma velocidade de 7,54 Km/s). Após orientar a sua atitude em órbita, o satélite Envisat separou-se do segundo estágio às 0134UTC (T+26m35s) e ficou colocado numa órbita quase circular com os seguintes parâmetros: apogeu 784 Km, perigeu 766 Km, inclinação orbital 98,5º em relação ao equador terrestre. Não foram necessários ajustes orbitais, pois segundo a Arianespace o Ariane 5 colocou o Envisat a 20 metros da órbita pretendida.

O Envisat recebeu a Designação Internacional 2002-009A e o número de catálogo orbital 27386.

As primeiras imagens enviadas pelo Envisat mostraram uma qualidade excepcional. Essas imagens mostravam partes da Antárctica e do Oeste Africano. O colapso do iceberg de 3.250 Km² que teve lugar na Antárctica foi uma das imagens captada pelo ASAR a bordo do Envisat.

8 de Março – AC-143 Atlas-IIA / TDRS-I



A ILS – *International Launch Services*, levou a cabo a 8 de Março o 11º lançamento orbital de 2002 ao colocar em órbita mais um satélite para a sistema TDRS da NASA.

O TDRS-I (*Tracking and Data Relay Satellite*) é o segundo satélite da segunda geração de veículos deste tipo que permitem a comunicação e retransmissão de informação entre veículos da NASA em órbita e entre esses veículos e os centros de controlo na Terra. Baseados no modelo Boeing 601 (da *Boeing Satellite Systems*, El Segundo, Califórnia), estes satélites permitem a transmissão de um grande volume de informação científica, bem como comunicação por voz e vídeo. O TDRS-I tem um peso de 3.180 Kg no lançamento e 1.781 Kg, no início da sua vida operacional de 15 anos, um comprimento de 21 metros (painéis solares abertos) e uma largura de 13 metros (antenas estendidas). O satélite pode operar nas bandas S, Ku e Ka.

O fornecimento de energia ao satélite é feito utilizando células solares de sílica que geram 2.300 watts, enquanto que nas fases nocturnas da órbita esta energia é fornecida por baterias níquel-hidrogénio.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Veículo Lançador	Local Lançamento
TDRS-1	1983-026B	13969	04-04-1983	STS-6 Challenger	KSC, LC-39A
TDRS-B	-	-	28-01-1986	STS-51L Challenger	KSC, LC-39B
TDRS-3	1988-091B	19548	29-09-1988	STS-26 Discovery	KSC, LC-39B
TDRS-4	1989-021B	19883	13-03-1989	STS-29 Discovery	KSC, LC-39B
TDRS-5	1991-054B	21639	02-08-1991	STS-43 Atlantis	KSC, LC-39A
TDRS-6	1993-003B	22314	13-01-1993	STS-54 Endeavour	KSC, LC-39B
TDRS-7	1995-035B	23613	13-07-1995	STS-70 Discovery	KSC, LC-39B
TDRS-8	2000-034A	26388	30-06-2000	Atlas-2A (AC-139)	C.C.A.F.S., SLC-36A

A rede TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite System*) permite a comunicação entre os mais variados satélites da NASA em órbita. O segundo veículo da série foi perdido a 28 de Janeiro de 1986 no desastre com o vaivém espacial OV-099 Challenger.

O foguetão Atlas 2A é um veículo a dois estágios (Atlas e Centaur), com um estágio inicial de sustentação. É capaz de colocar uma carga de 7.280 Kg numa órbita terrestre baixa a 185 Km de altitude ou então 3.039 Kg uma trajectória de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve uma força de 215.220 Kgf, tendo uma massa total de 187.700 Kg. Tem um comprimento de 47,5 metros e um diâmetro base de 3,1 metros.



Dois aspectos da fase de montagem do lançador Atlas-2A para a missão AC-143. Do lado esquerdo o estágio Atlas, onde é visível o estágio de sustentação, e a imagem do lado esquerdo o estágio Centaur. Imagens: Lockheed Martin.

O estágio inicial tem um peso bruto de 4.187 Kg, sendo capaz de desenvolver uma força de 213.500 Kgf no lançamento. Tem um Tq de 172 s, um Ies de 299 s e um Ies-nm de 263 s. Tem um diâmetro de 4,9 metros. Este estágio está equipado com dois motores RS-56-OBA construídos pela *Rocketdyne*. Cada um tem um peso de 805 Kg e é capaz de desenvolver 106.750 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 299 s e um Tq de 172 s. Consomem LOX e querosene.

Este estágio faz parte do primeiro estágio Atlas-IIA que tem um peso bruto de 162.495 Kg e um peso de 6.595 Kg sem combustível. No vácuo o seu motor RS-56-OSA (construído pela *Rocketdyne* e com peso de 460 Kg, diâmetro de 3,1 metros, comprimento de 2,7 metros e consome LOX e querosene) é capaz de desenvolver uma força de 39.400 Kgf, tendo um Ies de 316 s (Ies-nm de 220 s) e um Tq de 283 s. Este estágio tem um comprimento de 24,9 metros e um diâmetro de 3,1 metros.

O estágio Centaur IIA tem um peso bruto de 19.073 Kg, e um peso de 2.293 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 18.866 Kgf no vácuo, com um Ies de 449 s e um Tq de 392 s. Tem um comprimento de 10,1 metros e um diâmetro de 3,1 metros. Está equipado com dois motores RL-10A-4 construídos pela *Pratt and Whitney*. Consumindo LOX e LH₂, cada um desenvolve uma força de 9.433 Kgf no vácuo. Têm um Ies de 449 s e um Tq de 392 s. Cada motor tem um peso de 168 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e uma câmara de combustão.

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Satélite
1998-017	16-03-1998	Atlas-2A (AC-132)	Cabo Canaveral	LC-36A	USA-138 UHF F8 (25258 98-016A)
1998-057	09-10-1998	Atlas-2A (AC-134)	Cabo Canaveral	LC-36B	Hot Bird-5 (25954 98-057A)
1998-058	20-10-1998	Atlas-2A (AC-130)	Cabo Canaveral	LC-36A	USA-140 / UHF F-9 (25501 98-058A)
1999-063	23-11-1999	Atlas-2A (AC-136)	Cabo Canaveral	LC-36B	USA-146 / UHF-F10 (25967 99-063A)
2000-001	21-01-2000	Atlas-2A (AC-138)	Cabo Canaveral	SLC-36A	USA-148 DSCS 3-11-B8 (26052 00-001A)
2000-022	03-05-2000	Atlas-2A (AC-137)	Cabo Canaveral	SLC-36A	GOES-11 (26352 00-022A)
2000-043	30-06-2000	Atlas-2A (AC-139)	Cabo Canaveral	SLC-36A	TDRS-8 (26388 00-034A)
2000-065	20-10-2000	Atlas-2A (AC-140)	Cabo Canaveral	SLC-36A	USA-153 DSCS B11 (26575 00-065A)
2001-031	23-07-2001	Atlas-2A (AC-142)	Cabo Canaveral	SLC-36A	GOES-12 (26871 01-031A)
2002-011	09-03-2002	Atlas-2A (AC-143)	Cabo Canaveral	SLC-36A	TDRS-I (27389 02-011A)



Às 1924UTC (T-150m) do dia 8 de Março, foi realizada a “*Man Stations for Integrated Launch Operations*” que é uma chamada para que os elementos da equipa de lançamento ocupem os seus lugares na *Cape Canaveral Air Force Station*, quando a contagem decrescente entra na sua fase final. Nesta altura já as plataformas de acesso e o equipamento localizado no interior da torre móvel de serviço havia sido armazenado e os técnicos preparavam a retracção da estrutura em torno do Atlas-2A na plataforma 36A. A estrutura de 67 metros de altura começou a mover-se às 1941UTC. Esta torre é utilizada para elevar o lançador na plataforma, além de permitir o acesso a todas as áreas do veículo e de o proteger das condições atmosféricas.

O satélite TDRS-I (27389 2002-011A) durante a fase de integração em cabo Canaveral. Imagem: NASA

A contagem decrescente entrou na sua primeira paragem às 2009UTC (T-105m). Esta paragem de 30 minutos serve para os controladores resolverem qualquer problema que entretanto tenha surgido ou para retomar tarefas que se tenham a atrasado no decorrer da contagem decrescente. Nesta fase procedia-se às verificações finais na plataforma de lançamento e na torre de serviço que acabara de se afastar do lançador. A equipa de controlo

procede também ao alinhamento final do computador de orientação do veículo após o final de um teste de navegação entretanto levado a cabo.

A Força Aérea também anunciou que não existe qualquer período COLA (“*Collision Avoidance*”) durante a janela de lançamento de 40 minutos prevista para o lançamento da missão AC-143. O período COLA é estabelecido para evitar que o satélite a ser lançado não seja colocado numa trajectória que o leve perto de outro objecto já em órbita terrestre.

A contagem decrescente foi retomada às 2039UTC (T-105m) e às 2040UTC iniciava-se o processo de arrefecimento das condutas de oxigénio líquido (a uma temperatura de $-183,3^{\circ}\text{C}$) por forma a se iniciar o abastecimento do estágio Centaur. Este processo é concretizado ao se permitir que um pequeno fluxo de oxigénio líquido percorra as condutas. O início do abastecimento ocorreu às 2053UTC atingindo 20% da capacidade do tanque às 2102UTC e 50% às 2106UTC.

Às 2109UTC iniciava-se o processo de arrefecimento das condutas de hidrogénio líquido (a uma temperatura de $-252,8^{\circ}\text{C}$) por forma a se iniciar o abastecimento do estágio Centaur. Este processo é concretizado ao se permitir que um pequeno fluxo de hidrogénio líquido percorra as condutas. Nesta altura é também fechada e selada a porta de acesso ao *bunker* de controlo do Complexo 36 que alberga a equipa de controlo de 120 membros. Este *bunker* está localizado a apenas 425 metros da plataforma 36A.

O depósito de oxigénio líquido do Centaur atingiu 95% da capacidade total às 2115UTC sendo mantido com esse volume. A capacidade total do tanque é atingida numa fase posterior da contagem decrescente.

O início do abastecimento do tanque de oxigénio líquido do Atlas deu-se às 2123UTC. O exterior do Atlas adquiria uma camada de gelo devido à temperatura extremamente baixa do combustível. Às 2128UTC o tanque tinha 30% da sua capacidade.

O processo de arrefecimento das condutas de hidrogénio líquido do Centaur terminou às 2130UTC seguido do início do abastecimento, atingindo 50% às 2139UTC. Tanto o tanque de oxigénio líquido como o tanque de hidrogénio líquido têm de ser constantemente reabastecidos ao longo da contagem decrescente para substituir os líquidos criogénicos que naturalmente se evaporam.

Às 2157UTC terminava-se a preparação do *Flight Termination System*, que seria usado caso algo corresse mal nos primeiros minutos do voo para destruir o lançador.

A contagem decrescente entrava na sua segunda paragem às 2219UTC (T-5m). Esta paragem teve a duração de 15m. Nesta altura eram relatados alguns pequenos problemas na plataforma de lançamento que resultaram na perda de sinal da equipa de controlo. Em resultado o lançamento foi adiado por 10 m para as 2249UTC. O lançamento acabaria por ser novamente adiado por mais 10 m devido à necessidade de se verificar novamente os sistemas no solo.

A luz verde do controlo de voo para o lançamento era dada às 2250UTC e às 2252UTC era a vez do director da Lockheed Martin dar luz verde para o voo.



Ogiva do Atlas-2A que albergaria o TDRS-I, protegendo-o na fase inicial do lançamento. Imagem: NASA.



Às 2253UTC o TDRS-I começava a utilizar as suas fontes internas para o fornecimento de energia e a contagem decrescente era retomada às 2254UTC. Esta é uma fase muito delicada da contagem decrescente pois qualquer problema pode implicar um atraso no lançamento.

Às 2255UTC o estágio Atlas e o sistema de destruição do lançador iniciaram a utilização das suas fontes de energia interna. Às 2257UTC iniciava-se a pressurização dos tanques ambos os estágios e o Centaur iniciava a utilização das suas baterias internas para o fornecimento de energia.

A T-31s (2258UTC) dava-se o “*Launch Sequence Start*”, com o computador interno do Atlas a controlar a fase final do lançamento. A ignição dá-se às 2259UTC e a T+15s o veículo já se havia afastado da plataforma de lançamento.

8 de Março de 2002. Lançamento do Atlas-2A (AC-143) que colocaria em órbita o satélite de comunicações TDRS-I para a NASA. Imagem: NASA.

A T+30s eram levados a cabo os programas de inclinação e rotação por forma a colocar o lançador na sua trajectória para Este da costa da Florida. O lançador entrava na fase “*MaxQ*” de máxima pressão dinâmica às 2300UTC (T+62s).

A T+1m40s (2300UTC) o veículo encontrava-se a 12,87 Km de altitude, a uma distância de 6,44 Km de Cabo Canaveral e a uma velocidade de 1.931,16 Km/h. Às 2302UTC (T+3m) o estágio inferior do Atlas terminava a sua queima e separava-se enquanto que o motor de sustentação continuava a sua queima. A separação da ogiva de protecção do TDRS-I dá-se às 2302UTC (T+3m45s). Às 2303UTC (T+4m40s) separa-se o estágio Atlas após terminar a sua queima. A ignição dos motores do Centaur dá-se às 2304UTC (T+5m). A T+5m45s (2304UTC) o veículo encontrava-se a 154,49 Km de altitude e viaja a uma velocidade de 14.161,84 Km/h. Às 2306UTC (T+7m) atinge uma altitude de 165,75 Km a uma distância de 749,93 Km do Cabo Canaveral e a uma velocidade de 16.093 Km/h. Às 2308UTC (T+9m) atinge a uma distância de 1.358,25 Km do Cabo Canaveral e uma velocidade de 22.530,20 Km/h.

A fase MECO 1 (*Main Engine Cut-Off 1*) atingia-se às 2308UTC (T+9m54s) tendo-se atingido uma órbita preliminar com os seguintes parâmetros: apogeu 502,10 Km, perigeu 145,32 Km. Nesta fase verificou-se que a performance do estágio Atlas havia sido ligeiramente inferior à pretendida, mas que tal situação não afectaria a fase final da missão.

Às 2321UTC (T+22m) o Centaur e o TDRS-I aproximavam-se da Costa do Marfim e às 2323UTC (T+24m35s) iniciava-se a segunda queima do estágio criogénico. Esta queima teve a duração de 80 s e terminou (MECO-2) às 2324UTC (T+25m55s). Esta segunda queima utilizou a “*Minimum Residual Shutdown*” na qual todo o combustível é consumido até à exaustão dos depósitos do Centaur e originando uma órbita o mais elevada possível.

Às 2325UTC (T+26m30s) o Centaur iniciava a sua orientação em preparação da largada do TDRS-I e às 2327UTC (T+28m30s) iniciava uma rotação em torno do seu eixo longitudinal por forma a estabilizar o satélite antes da separação. Esta teria lugar às 2328UTC (T+29m40s).

O TDRS-I ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geostacionária com os seguintes parâmetros: apogeu 35.784,39 Km; perigeu 7998,22 Km.

A missão AC-143 foi o 60º lançamento bem sucedido para um lançador da família Atlas. O satélite TDRS-I recebeu a designação internacional 2002-011A e o número de catálogo 27389. O satélite será posteriormente rebaptizado TDRS-9.

Dias após o seu lançamento os técnicos da Boeing detectaram um problema com o sistema de abastecimento do satélite, que no entanto disseram não ser impeditivo do uso futuro do veículo.

17 de Março – 15A30 Rockot Breeze-KM / GRACE-1 “Tom”; GRACE-2 “Jerry”

A missão dos gémeos GRACE irá permitir aos cientistas a elaboração de um “mapa” do campo gravitacional terrestre com uma precisão nunca antes alcançada. Pela primeira vez é possível detectar pequenas alterações na gravidade terrestre causadas pela movimentação do magma no interior da Terra ou então pelo causadas pelo derreter dos glaciares e pelas correntes marítimas.

Os satélites GRACE (*Gravity Recovery and Climate Experiment*) são baseados no satélite geofísico alemão CHAMP (*Challenging Minisatellite Payload*) colocado em órbita a 15 de Julho de 2000. Estes satélites foram



Os satélites GRACE (*Gravity Recovery and Climate Experiment*) ao serem preparados para a colocação no foguetão lançador Rockot. Imagem: Astrium.

construídos pela companhia europeia Astrium, Friedrichshafen, sendo baseados no novo modelo Flexbus, que permite o desenvolvimento de satélites a baixo custo e rapidamente. Esta é uma missão conjunta da NASA (incluída no *Earth System Science Pathfinder Program*) e da DLR, a agência espacial alemã.

Os GRACE utilizam uma tecnologia avançada de microondas para medir com exactidão as alterações na velocidade e distância entre os dois veículos. Segundo a NASA, o sistema empregue nos satélites é tão sensível que é capaz de detectar alterações da ordem dos 10 micros, isto é a espessura de um cabelo humano numa distância de 220 Km.

A gravidade terrestre não só varia de lugar para lugar, mas também ao longo do tempo devido às alterações nas massas presentes em determinadas localizações. Os satélites irão estudar a gravidade no que diz respeito ao tempo e lugar, completando um mapa gravitacional em períodos de 30 dias. As regiões com uma influência gravitacional mais forte, irão “puxar” o primeiro

satélite afastando do veículo que o precede. Ao medir as alterações constantes na distância entre os dois satélites e ao comparar a informação com medições precisas obtidas pelos satélites GPS, os cientistas serão capazes de elaborar um mapa gravitacional preciso do planeta.

A informação recolhidas pelos dois satélites irá também permitir a observação do movimento das águas nos oceanos e sobre a superfície terrestre, além de permitir a monitorização do movimento e alterações nos lençóis de gelo, o estudo das correntes oceânicas junto da superfície das águas no fundo dos mares e a detecção de alterações na estrutura da litosfera.

Os dois satélites GRACE-1 “Tom” e GRACE-2 “Jerry”, de 474 Kg de peso, foram colocados numa órbita circular a aproximadamente 483 Km de altitude e afastados 220 Km entre si, numa missão que teve a duração de 85 m.

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

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

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

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

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

Lançamento	Data	Local Lançamento	Plataforma	Veículo	Carga
199001220S	20-12-1990	GIK-5 Baikonur	LC175	15A30 Rockot (2 estágios)	I&D ¹
19911220S	20-12-1991	GIK-5 Baikonur	LC175	15A30 Rockot	I&D
1994-085	26-12-1994	GIK-5 Baikonur	LC175	15A30 Rockot	Radio-ROSTO RS-15 (23439 94-85A)
2000-026	16-05-2000	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rockot / Breeze-KM	Simsat-1 (26365 00-026A) Simsat-2 (26366 00-026B)
2002-012	17-03-2002	GIK-1 Plesetsk	LC133	15A30 Rockot / Breeze-KM	GRACE-1 (27391 02-012A) GRACE-2 (27392 02-012B)

O lançamento dos dois satélites foi adiado no dia 16 de Março devido a fortes ventos a grande altitude sobre o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, no entanto no dia 17 de Março tudo correu sem problemas. Às 0914UTC (T-7m) a torre de serviço da plataforma LC133 iniciava o afastamento do lançador, terminando às 0919UTC.



A ignição dos motores do primeiro estágio do Rockot dava-se às 0921:26,857UTC e rapidamente o veículo se afastou da plataforma coberta de neve em Plesetsk.

A T+2m16s (0923:49UTC) dava-se a separação entre o primeiro e o segundo estágio e a respectiva ignição deste. O lançador seguiu uma trajectória em direcção a N do Cosmódromo, voando sobre o Oceano Ártico. A separação entre o segundo e o terceiro estágio dá-se às 0926:45UTC (T+5m19s).

17 de Março de 2002. Quatro imagens do lançamento do foguetão 15A30 Rockot Breeze KM que colocou em órbita os satélites GRACE. Como se pode verificar na primeira imagem o Cosmódromo de GIK-1 Plesetsk encontrava-se coberto de neve na altura do lançamento.

O voo do Rockot continuou sobre o Alasca e dirigiu-se para S sobre o Oceano Pacífico. A ignição do terceiro estágio terminou às 0936:27UTC (T+15m01s). O terceiro estágio juntamente com os dois satélites GRACE, voou sobre a Antárctica e posteriormente sobre a África e a Europa.

O terceiro estágio voltou a entrar em ignição às 1042:02UTC (T+1h20m38s) e durante 16 s por forma a circularizar a órbita. A separação dos dois satélites deu-se sobre a parte norte do continente africano a T+1h25m38s (1047:04UTC). Alguns minutos após a separação dos dois

satélites, duas estações terrestres alemãs situadas em Weilheim e NuestrELITZ captaram os sinais dos veículos em órbita.

Os dois satélites separaram-se simultaneamente do estágio Breeze-KM e os sistemas a bordo dos veículos activaram-se automaticamente, dando-se a abertura das antenas e a activação do transmissor de rádio. Após a passagem sobre a Alemanha os sinais enviados pelos dois satélites foram recebidos por estações de rastreio da NASA situadas em Spitzbergen, Noruega, e posteriormente em Poker Flats, Arkansas, Estados Unidos. Estas estações foram utilizadas para receber a telemetria e para reencaminhar os comandos enviados pelo Centro de Operações Espaciais Alemão.

¹ I&D – Investigação e Desenvolvimento.

O satélite GRACE-1 “Tom” recebeu a Designação Internacional 2002-012A e o número de catálogo orbital 27391, enquanto que o GRACE-2 “Jerry” recebeu a Designação Internacional 2002-012B e o número de catálogo orbital 27392.



As órbitas dos dois satélites irão evoluir naturalmente com o decorrer da missão. Devido a diferenças no atrito com a atmosfera terrestre, a separação entre os dois veículos deverá variar entre 170 Km e 270 Km. Assim, manobras de reorientação serão levadas a cabo em períodos de 30 a 60 dias por forma a se manter a separação desejada. Da mesma forma e para se manter uniforme a forma como é feita a utilização das antenas de microondas em banda-K em cada satélite, estes trocarão de posição durante a missão. A altitude orbital irá decair dos cerca de 500 Km para os 300 Km a meio da missão, acabando por reentrar na atmosfera no futuro.



19 de Março – 11A511U Soyuz-FG Progress M1-7 / Kolibri-2000

Não incluído no total de lançamentos orbitais efectuados em Março, merece uma referência a colocação em órbita do pequeno satélite educacional Kolibri-2000 desenvolvido em conjunto pela Rússia e pela Austrália.



De recordar que o cargueiro Progress M1-7 foi lançado às 1824:12UTC do dia 26 de Novembro de 2001 pelo segundo foguetão 11A511U Soyuz-FG, a partir da plataforma LC1-5 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. O cargueiro acoplou à ISS no dia 28 de Novembro e aí permaneceu até ao dia 19 de Março de 2002.

Nesta imagem é visível o pequeno Kolibri-2000 (27394 2001-051C), durante a fase de testes dos seus painéis solares. Imagem: RKK Energiya.

A separação entre o Progress M1-7 e o módulo Zvezda deu-se às 1743UTC do dia 19 de Março, após terem sido enviados os comandos às

1740UTC. Às 1746UTC os motores do Progress entravam em funcionamento por 15s aumentando a velocidade de separação para 0,6 metros / segundo. O M1-7 acabaria por reentrar na atmosfera terrestre às 0127UTC do dia 20 de Março após lançar em órbita terrestre o satélite Kolibri-2000.

O Kolibri-2000 tem um peso de 20,5 Kg e possui quatro painéis solares com uma área de 0,5 m² sendo capazes de gerar 60 W de potência eléctrica, tendo a bordo um equipamento de rádio que transmite nas frequências de 145 MHz e 435 MHz. O satélite transporta um analisador de partículas e um analisador de campo eléctrico, além de um magnetómetro para recolher dados do campo magnético sobre a Europa e Austrália. O satélite tem a forma de um prisma hexagonal com uma altura de 54,0 cm e um diâmetro de 37,0 cm (com os painéis solares recolhidos).

O Kolibri-2000 tem também por objectivo testar o sistema de aquisição de dados e de controlo, testar o sistema de fornecimento de energia, o sistema de controlo térmico e o sistema de orientação por gravidade que permite uma orientação em relação à Terra do eixo gravitacional do satélite com um erro inferior a +/- 10°.

O desenrolar da missão do Kolibri-2000, até um mínimo de 4 meses, permitirá avaliar o projecto no que diz respeito à sua massa e dimensões, desenho do satélite e adaptação do contentor de transporte no veículo lançador, conteúdo dos sistemas de serviço, técnica da sua colocação em órbita e controlo das suas operações.



Colocação do contentor que transportava o satélite Kolibri-2000 a bordo do cargueiro Progress M1-7 que o largou em órbita terrestre após se separar da estação orbital ISS no dia 19 de Março de 2002. Imagem RKK Energiya.

O Kolibri-2000 foi colocado em órbita às 2228UTC do dia 19 de Março após se separar do Progress M1-7. O pequeno satélite havia sido preparado pelos tripulantes da ISS antes da separação do cargueiro. Antes de iniciar as operações o Kolibri-2000 executou pequenas manobras de orientação de atitude por forma a se afastar da estação orbital evitando assim a possibilidade de um futuro impacto.

A missão do Kolibri é controlada a partir do centro de controlo instalado em Kaluga, Rússia. O satélite recebeu a Designação Internacional 2001-051C e o número de catálogo orbital 27394.

21 de Março – 11A511U Soyuz-FG / Progress M1-8 (ISS-7P)

O 13º lançamento orbital de 2002, teve lugar no dia 21 de Março quando um foguetão 11A511U Soyuz-FG, colocou em órbita o cargueiro 11F615A55 7K-TGM1 nº257, sendo posteriormente baptizado como Progress M1-8, tendo por destino a estação orbital ISS (missão ISS-7P). O lançamento ocorreu às 13:39UTC, a partir da Plataforma 5 do Complexo de Lançamentos n.º 1 (Plataforma Gagarin “Гагаринский старт”) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, no Cazaquistão.

Este foi o 97º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 46 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1) e 8 do tipo Progress M1. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut 6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut 7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a saudosa estação orbital Mir.

O veículo Progress M1 é constituído por três módulos: Módulo de Carga (comp.: 3,0 metros; dia.: 2,3 metros; massa: 2.520Kg) com um sistema de acoplagem; Módulo de Reabastecimento (comp.: 2,2 metros; dia.: 2,2 metros; massa: 1.980Kg) destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais; Módulo de Serviço (comp.: 2,3 metros; dia.: 2,1 metros; massa: 2.950Kg) que contém os motores do veículo tanto para propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série Soyuz TM e em comparação com os modelos Progress M, os Progress M1 podem transportar um máximo de 2.230 Kg de carga, dos quais 1.950 Kg podem ser combustível e 1.800 Kg podem ser equipamentos diversos e mantimentos.

Progress	N.º de Série	NORAD	Desig. Inter.	Lançamento	Lançador	Acoplagem	Estação
M1-3 (1P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº251	26461	2000-044A	06-08-2000	Soyuz-U	08-08-2000	ISS
M-43	7K-TGM (11F615A55) nº243	26570	2000-064A	16-10-2000	Soyuz-U	20-10-2000	Mir
M1-4 (2P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº253	26615	2000-073A	16-11-2000	Soyuz-U	18-11-2000	ISS
M1-5	7K-TGM1 (11F615A55) nº254	26688	2001-003A	24-01-2001	Soyuz-U	27-01-2001	Mir
M-44 (3P)	7K-TGM (11F615A55) nº244	26713	2001-008A	26-02-2001	Soyuz-U	28-02-2001	ISS
M1-6 (4P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº255	26773	2001-021A	20-05-2001	Soyuz-FG	23-05-2001	ISS
M-45 (5P)	7K-TGM (11F615A55) nº245	26890	2001-036A	21-08-2001	Soyuz-U	23-08-2001	ISS
M-SO1	7K-TGM (11F615A55) nº301	26908	2001-041A	14-09-2001	Soyuz-U	17-09-2001	ISS
M1-7 (6P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº256	26983	2001-051A	26-11-2001	Soyuz-FG	28-11-2001	ISS
M1-8 (7P)	7K-TGM1 (11F615A55) nº257	27395	2002-013A	21-03-2002	Soyuz-FG	24-03-2002	ISS



O primeiro e segundo estágio do foguetão lançador 11A511U Soyuz-FG que colocaria em órbita o cargueiro Progress M1-8 tendo por destino a estação orbital ISS. Imagem: RKK Energiya.

O foguetão 11A511U Soyuz-FG é uma versão melhorada do Soyuz-U desenvolvida para servir a ISS. Esta foi a 3ª utilização do Soyuz-FG; a 2ª missão de um lançador Soyuz em 2002; o 71º lançamento consecutivo com sucesso (sendo 10 lançamentos tripulados); e o 1667º lançamento de um veículo derivado do R-7. Este veículo lançador foi desenvolvido para colocar em órbita os veículos Soyuz TM, Soyuz TMA, Progress M e Progress M1. Contém melhorias nos seus

motores e os seus constituintes são quase todos de origem russa, diminuindo assim os custos do veículo e a dependência de fábricas situadas fora do controlo russo e do seu território.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2000-073	16-Nov-00	1:32:36	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Progress M1-4
2001-003	24-Jan-01	4:28:42	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Progress M1-5
2001-008	26-Fev-01	8:09:35	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Progress-M44 (3P)
2001-017	28-Abr-01	7:37:00	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Soyuz TM-32
2001-021	20-Mai-01	22:32:40	11A511U Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Progress M1-6 (4P)
2001-022	29-Mai-01	17:55:00	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk	LC43-4	Cosmos 2377
2001-036	21-Ago-01	9:23:54	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Progress M-45
2001-041	14-Set-01	23:35:00	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Pirs / Progress M-SO1
2001-048	21-Out-01	8:59:53	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Soyuz TM-33 ISS-3S
2001-051	26-Nov-01	18:24:12	11A511U Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur	LC1-5	Progress M1-7 (ISS-6P)



No dia 19 de Março de 2002 o foguetão 11A511U Soyuz-FG que colocará em órbita o cargueiro Progress M1-8, é transportado para a plataforma de lançamento LC1-5, também conhecida como “Gagarinsky Start”. Imagem: RKK Energiya.

O lançamento estava inicialmente previsto para o dia 28 de Fevereiro, mas teve de ser adiado devido ao facto de o Progress ter sido entregue à Agência Espacial Russa faltando ainda instalar parte do seu equipamento. Este equipamento acabou por ser entregue somente nos dias 4 e 5 de Fevereiro, tendo de ser testados já no interior do cargueiro originando assim um atraso. O Progress M1-8 foi colocado na plataforma LC1-5 no dia 19 de Março.

O Progress M1-8 transportou uma carga de cerca de 2,4t de combustível para o segmento russo da ISS, rações alimentares para os três tripulantes da *Expedition Four*; reservas de água potável; sistemas de revitalização da atmosfera da ISS; sistemas de controlo térmico; equipamentos para os sistemas sanitário e higiénico da estação; kits (livros e CD) com informação relativa às

actividades que serão levadas a cabo na ISS nos próximos meses; além de outras cargas científicas. A bordo seguiu também o material experimental a ser utilizado na missão Soyuz TM-34 “Marco Polo” a Ter lugar em finais de Abril e que será um voo internacional entre a Rússia, Itália e África do Sul.

A ignição dos motores do 11A511U Soyuz-FG deu-se às 2013:38,080UTC. A separação dos propulsores laterais teve lugar a T+1m58,78s (2015:38UTC) e acabariam por impactar no solo na província de Karaganda, Cazaquistão, às 2016:20UTC (T+2m41,36s). Após a separação dos propulsores continuou em funcionamento o motor principal do primeiro estágio, acabando este por se separar às 2018:26UTC (T+4m47,30s) e caindo na província de Karaganda-Este, República de Altai. O fim da queima do segundo estágio tinha lugar a T+8m45,88s (2022:25UTC) e a separação do Progress M1-8 dava-se às 2022:28 (T+8m49,18s).

O Progress M1-8 foi colocado numa órbita inicial com os seguintes parâmetros: apogeu 222,8 Km; perigeu 196,0 Km; inclinação orbital 51,64° em relação ao equador terrestre; período orbital de 88,66 m. Estes valores estão dentro do que a Agência Espacial Russa pretendia e que eram os seguintes: apogeu 245,0 (+/- 42,0 Km), perigeu 193,0 (+ 7,0 Km / -17,0 Km), inclinação orbital de 51,66° (+/- 0,058°) e período orbital de 88,59 m (+/- 22,2 s).

Após a entrada em órbita terrestre, o cargueiro iniciou uma inusual perseguição de três dias à ISS. Geralmente os cargueiros demoram dois dias a atingir a estação orbital, mas desta vez os controladores russos quiseram testar novos dispositivos para medir as alterações de velocidade recentemente instalados nos Progress.



19 de Março de 2002. Na plataforma de lançamento, o foguetão Soyuz-FG é lentamente colocado na posição vertical iniciando-se assim a preparação para o lançamento. Imagem: RKK Energiya.

Entretanto o cargueiro Progress M1-7 separava-se da ISS às 1743UTC do dia 19 de Março, deixando livre o posto de acoplamento para o M1-8. O M1-7 acabaria por reentrar na atmosfera terrestre às 0127UTC do dia 20 de Março após lançar em órbita terrestre o satélite Kolibri-2000, construído pela Rússia e Austrália.

Às 2035UTC do dia 24 de Março as câmaras de televisão instaladas no Canadarm2 transmitiam imagens do cargueiro já na sua fase final de aproximação à ISS, enquanto que outra câmara instalada no Progress fornecia imagens da estação orbital. Às 2042UTC o Progress M1-8 encontrava-se estacionário a uma distância de 150 metros do módulo Zvezda. Nesta fase o Comandante da ISS Yuri Onufriyenko, encontrava-se aos comandos do sistema de

acoplamento TORU pronto para assumir as manobras de acoplamento caso se verificasse alguma anomalia no sistema automático de acoplamento do cargueiro.



(À Direita) 19 de Março de 2002. Após ser colocado na posição vertical, as estrutura de serviço envolvem o lançador para permitir os acessos às suas diversas áreas. Imagem: RKK Energiya.

(Em Baixo) 21 de Março de 2002. O cargueiro russo Progress M1-8 é lançado para a ISS. Imagem: RKK Energiya



Às 2047UTC reiniciava-se a aproximação à ISS e às 2049UTC o veículo encontrava-se a 118 metros e a aproximar-se a uma velocidade de 0,6 metros / segundo. Às 2050UTC chegava aos 85 metros de distância da estação e quando se encontrava a 65 metros (2051UTC), abrandou a velocidade de aproximação. Às 2054UTC o Progress M1-8 atingia os 30 metros de distância do Zvezda e às 2055UTC encontrava-se já a 7 metros. A acoplagem concretiza-se sobre a Ásia às 2057:56UTC.

Após a acoplagem iniciou-se uma fase na qual os movimentos relativos dos dois veículos vão diminuindo em preparação da selagem entre o Zvezda e o Progress M1-8 que teve lugar às 2107UTC. A escotilha de acesso ao cargueiro foi aberta às 0000UTC do dia 25 de Março.

Na altura da acoplagem os parâmetros orbitais eram os seguintes: apogeu 407,3 Km; perigeu 389,8 Km e período orbital 92,3 minutos.

O Progress M1-8 recebeu a Designação Internacional 2002-013A e o número de catálogo orbital 27395.

25 de Março – CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3) / Shenzhou-3; Chuang Xing-1



Os rumores relativos ao eminente lançamento da terceira missão da série Shenzhou iniciaram-se no dia 23 de Julho de 2001, seguidos de outros rumores na imprensa no dia 24 e 31 de Julho altura em que a frota de navios que permitem a comunicação permanente com os veículos em órbita, deixou os seus portos de abrigo. No princípio de Agosto surgiam imagens que mostravam o lançador Chang Zheng-2F na plataforma de lançamento. Após o aparecimento destas imagens seguiu-se um período de longo silêncio que muitos interpretaram como um cancelamento da missão que então se preparava.

O foguetão lançador CZ-2F Chang Zheng-2F na plataforma de lançamento LC3 do Centro Espacial de Jiuquan. Ao analisar a parte superior do CZ-2F pode-se distinguir dois estabilizadores aerodinâmicos utilizados para estabilizar a cápsula numa situação de emergência (rectângulos castanhos acima da bandeira chinesa). É visível também o sistema de emergência no topo do lançador. Imagem: Agência Xinhua.

Os rumores seguintes surgiriam em Outubro de 2001 quando uma série de artigos relatavam o voo espacial tripulado na China. A 20 de Outubro surgiam notícias da preparação do lançador CZ-2F para a missão Shenzhou-3 e a 4 de Novembro afirmava-se que o lançador se encontrava pronto para o voo, tendo sido certificado a 12 de Outubro.

Ainda no mês de Novembro, dia 23, um artigo previa o lançamento para o mês de Dezembro de 2001. Segundo analista Charles P. Vick, o lançador havia sido enviado para o Centro Espacial de Jiuquan antes de 4 de Novembro pois o programa encontrava-se atrasado no seu plano inicial. Em finais de Novembro, o Administrador da Agência Espacial Chinesa, Sun Laiyan, citado pelo jornal China Daily, falava do primeiro voo tripulado chinês para o ano de 2005.

A 19 de Dezembro a frota de navios de rasteio realizava um ensaio geral para o voo da Shenzhou-3, tendo o exercício terminado nos dias 19 ou 20 desse mesmo mês. (provavelmente ter-se-á iniciado a 9 de Dezembro). As

notícias acerca deste exercício foram publicadas a 17 de Dezembro pelo jornal Science and Technology Daily.

Nos últimos dias de 2001 surgiu na Internet mais um anúncio de um possível lançamento no mês de Janeiro (possivelmente no dia 8), mas nada aconteceu. Esta notícia foi relacionada com uma outra surgida a 9 de Janeiro de 2001 e que afirmava que o pessoal no Centro Espacial de Jiuquan havia dispensado as suas férias de ano novo para preparar a missão da Shenzhou-3.



Até finais de Fevereiro de 2001 não surgiu nada de novo sobre a Shenzhou-3. É a 26 de Fevereiro que surgem as notícias sobre o adiamento da missão. Os problemas deverão ter surgido no veículo lançador em finais de Julho ou princípios de Agosto, problemas esses que necessitaram de reparações na fábrica onde os lançadores são construídos. Esses problemas não puderam ser corrigidos na plataforma de lançamento nem no edifício de montagem em Jiuquan, o que denota que a solução do problema deveria requerer uma desmontagem (bem que parcial) do lançador. Após as reparações deverá ter-se seguido um período de certificação e a maior parte do tempo gasto deverá ter sido ocupado com a preparação logística necessária para o envio para a reparação e regresso do lançador a Jiuquan. Sem dúvida que as autoridades chinesas optaram pelo caminho mais seguro de reparar o veículo no local onde pode receber o melhor controlo de qualidade.

Toda esta operação indica um procedimento semelhante ao levado a cabo na Rússia e que implica o envio do veículo lançador para a fábrica de origem caso o problema que este possua não possa ser resolvido no local de lançamento.

No período de Outubro / Novembro, o lançador foi enviado para Jiuquan e novamente montado e colocado na plataforma móvel de lançamento dentro do edifício de montagem. Porém, em Dezembro ficaram claros outros problemas na fase

de integração da Shenzhou-3 com o lançador, que originou um redesenho da instrumentação do veículo de teste ao modelo utilizado nas missões anteriores. As mudanças no desenho da instrumentação a bordo da Shenzhou-3 tinha-se adiantado à capacidade do local de lançamento de lidar com os novos instrumentos. O facto de o desenho interior da instrumentação da Shenzhou ainda não ser definitivo leva a atrasos no programa e terá sido a causa do atraso registado nas últimas semanas de 2001.



Edifício de integração e montagem em Jiuquan onde o lançador CZ-2F e a Shenzhou-3 foram preparadas para o voo. Imagens: Agência Xinhua.

Após as celebrações do ano novo chinês foram retomados em princípios de Março os preparativos para a missão com a realização de inúmeras simulações no centro de controlo de voo. As notícias do retomar dos trabalhos surgiram a 4 de Março e no dia 6 era anunciado o eminente lançamento com rumores de que o lançador CZ-2F com a Shenzhou-3 havia sido colocado na plataforma de lançamento. A confirmação surgiu a 12 de Março acompanhada de uma fotografia do lançador na plataforma.

A 13 de Março surgia no PÚBLICO.pt uma pequena notícia que referia a intenção da China lançar o seu primeiro astronauta (“taikonauta” ou “yuhangyuan”) em 2003 e no mesmo dia o portal de Internet SpaceDaily anunciava que o atraso no lançamento se devia a mudanças no desenho da Shenzhou-3. Na notícia editada pelo SpaceDaily era referido ter havido uma grande pressão para se lançar a Shenzhou-2 com taikonautas a bordo.

Foi referido também que a Shenzhou-3 teria a bordo um manequim como forma de testar o complexo e dispendioso sistema de apoio à vida, e que outros testes iriam analisar a segurança do sistema de reentrada bem como realizar experiências a bordo e analisar o ambiente espacial. O portal SpaceDaily citava o responsável pelo Comité de Ciência e Tecnologia da Corporação Aeroespacial Chinesa para a Ciência e Tecnologia, Zhuang Fenggan. Em relação à utilização de um manequim, Fenggan afirmava que as autoridades chinesas queriam garantir a segurança dos seus astronautas bem como dos animais, evitando assim o protesto das associações de protecção animal. Ao contrário do que se passava à quatro décadas atrás, a construção actual de um manequim é mais simples havendo assim a possibilidade de se medir parâmetros como a pressão sanguínea ou o ritmo respiratório simulado.

A 22 de Março surgiam as últimas notícias que anunciavam o lançamento da Shenzhou-3 dentro de dias e tal veio a confirmar-se a 25 de Março com a terceira missão não-tripulada da série Shenzhou.

Segundo alguns analistas ainda este ano é esperado uma outra missão teste da Shenzhou dependendo dos resultados obtidos nesta última missão. As autoridades chinesas poderão ter dado indicações segundo as quais se pode concluir que o primeiro voo tripulado poderá ter lugar na missão Shenzhou-6 a realizar-se em 2003.

O foguetão lançador CZ-2F Chang Zheng-2F é um veículo a dois estágios auxiliados no primeiro por quatro propulsores a combustível líquido hipergólico, isto é que entram em combustão quando se misturam o combustível e o oxidante. Tendo um comprimento de 62,0 metros e um diâmetro base de 3,4 metros, o CZ-2F é capaz de colocar 8.400 Kg numa órbita terrestre a 185 Km de altitude e com uma inclinação orbital de 57,0° em relação ao equador terrestre. No lançamento desenvolve uma força de 604.000 Kgf e tem um peso de 464.000 Kg. O CZ-2F deriva do lançador CZ-2E, tendo poucas diferenças externas e as modificações sofridas referem-se a melhoria dos sistemas redundantes e ao aumento da força do segundo estágio para poder suportar cargas relacionadas com o programa tripulado. Em português “Chang Zheng” significa Longa Marcha.

Os propulsores laterais têm um peso por unidade de 41.000 Kg, pesando 3.200 Kg sem combustível. Desenvolvem 83.238 Kgf no vácuo com um Ies de 291s (Ies-nm de 261s) e um Tq de 128s. Têm um comprimento de 15,3 metros e um diâmetro de 2,3 metros. Estão equipados com um motor YF-20B que consome N₂O₄/UDMH.

O primeiro estágio tem um comprimento de 23,7 metros, um diâmetro de 3,4 metros, uma envergadura de 6,0 metros e um peso bruto de 196.500 Kg, pesando 9.500 Kg sem combustível. Desenvolve 332.952 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 289s (Ies-nm de 261s) e um Tq de 166s. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N₂O₄/UDMH.

O segundo estágio tem um comprimento de 15,5 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 91.500 Kg, pesando 5.500 Kg sem combustível. Desenvolve 84.739 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 298s (Ies-nm de 260s) e um Tq de 295s. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N₂O₄/UDMH.

A história do CZ-2F remonta a Março de 1999 quando surgem os primeiros rumores acerca do lançamento de um veículo tripulado chinês no Projecto-921, lançado por uma versão melhorada do Chang Zheng-2E. Em Maio desse mesmo ano alguns jornais orientais relatam a ocorrência de um grave acidente no Centro Espacial de Jiuquan, com a explosão de um depósito de combustível que origina muitos mortos e atrasa o primeiro lançamento do programa. As primeiras fotografias do VZ-2F surgem na Internet no dia 9 de Junho de 1999, juntamente com a imagem do edifício de integração e montagem no Centro Espacial de Jiuquan. Então é referido que essas imagens foram obtidas em Maio de 1998 pela companhia de construção mongól a operar no complexo. Na altura muitos anunciaram que a fotografia era falseada, mas posteriormente verificou-se que tal não era verdade e que se tratava de uma fuga de informação intencional.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Local de Lançamento	Plataforma	Satélites
1999-061	CZ2F-1	19-11-1999	Jiuquan	LC3	Shenzhou (99-061A/25956)
2001-001	CZ2F-2	09-01-2001	Jiuquan	LC3	Shenzhou-2 (01-001A/26664)
2002-014	CZ2F-3	25-03-2002	Jiuquan	LC3	Shenzhou-3 (02-014A/27397)

Também designado como Projecto-921, a capsula Shenzhou assemelha-se muito às capsulas Soyuz de fabrico russo. Tal como este veículo, a Shenzhou consiste em três partes principais: Módulo Orbital, Módulo de Reentrada e Módulo de Serviço. De forma geral a Shenzhou tem uma configuração muito semelhante ao desenho original da Soyuz-A de 1962.

O módulo de serviço é mais comprido do que o módulo utilizado nas Soyuz. Os painéis solares podem acompanhar o movimento solar independentemente da atitude da capsula em órbita e os motores de controlo estão localizados no centro de gravidade para manobras de rotação e translação do veículo durante as futuras operações de acoplagem

Os instrumentos de orientação (sensores de horizonte, sensores de fluxo iónico, sensores estelares e sensores solares) estão localizados no fundo do módulo de serviço, tal como na Soyuz. A Shenzhou possui quatro painéis solares localizados no módulo de serviço e no módulo orbital (dois em cada). Tendo uma área de 40 m², devem gerar à volta de 1,5kW, dispondo assim a Shenzhou de mais energia do que a Soyuz. Ao contrário do veículo russo, o módulo orbital está equipado com o seu próprio sistema de propulsão, sistema de controlo e painéis solares, que lhe permitem levar a cabo voos autónomos e podendo ser reutilizados em órbita ao serem acoplados com outros veículos.

O módulo orbital tem uma forma cilíndrica com uma secção de equipagem localizada nos voos de teste no lugar onde deverá ser montado o dispositivo de acoplagem. Este módulo é separado antes da reentrada. Uma escotilha para a realização de AEV está localizado na parte inferior do módulo, com uma grande escotilha localizada na parte superior.

O módulo de reentrada tem sem dúvida como base o módulo da Soyuz, confirmando as suspeitas de que a Rússia teria vendido no passado um veículo deste tipo à China. No entanto o módulo da Shenzhou é 13% maior do que o módulo da Soyuz, tratando-se assim quase de uma “cópia” do que material originário da União Soviética.

A técnica de regresso à Terra e posterior aterragem é semelhante à que é usada pelos veículos Soyuz, largando um pequeno pára-quedas que por sua vez puxa um pára-quedas maior diminuindo assim a velocidade de descida da capsula. O sistema de aterragem suave baseia-se na largada do escudo térmico usado na reentrada e na ignição de retro-foguetões mesmo antes do impacto no solo.

Foi sugerido que a utilização de um veículo de reentrada semelhante à Soyuz pode representar uma fase inicial do programa e que no futuro poderemos assistir à introdução de um módulo de origem totalmente chinesa. Isto poderá assim explicar o tamanho excessivo da ogiva utilizada no lançador CZ-2F e o antevisão de uma tripulação constituída por quatro taikonautas.

A Shenzhou possui cinco sistemas de propulsão independentes: a) Os motores principais (quatro) estão localizados na base do veículo e têm um Tq de 30s na manobra que antecede a reentrada, sendo capazes de desenvolver 500 Kgf por motor; b) Quatro pares de motores de manobra colocados na pequena saia na base do módulo de serviço; c) Quatro pares de motores utilizados para manobras de precisão colocados na pequena saia na base do módulo de serviço; d) Quatro pares de motores para manobras de rotação e translação, localizados no centro de gravidade do veículo em conjuntos de dois pares sendo só utilizados para a translação somente no eixo vertical; e) Quatro grupos de quatro motores localizados na base do módulo orbital que podem ser utilizados como motores suplentes do sistema de propulsão ou então para voo autónomo do módulo.

Globalmente a Shenzhou tem um comprimento total de 8,65 metros, um diâmetro máximo de 2,80 metros, uma envergadura de 19,40 metros, um volume habitável de 8,0 m³ e um peso de 7.600 Kg. De forma individual o Módulo de Reentrada tem um peso de 3.100 Kg, um diâmetro máximo na base de 2,50 metros e um comprimento de 2,059 metros, podendo albergar três taikonautas. Toda a superfície exterior está coberta de material ablativo para permitir o regresso à Terra.

O Módulo de Orbital tem um peso de 3.000 Kg, um comprimento de 2,80 metros, um diâmetro de 2,25 metros e um diâmetro na base de 2,80 metros. Este módulo possui duas escotilhas de acesso: uma para o módulo de reentrada e

uma outra que poderá ser utilizada quando dois veículos acoplarem em órbita. Possui ainda sensores solares, antenas de comunicação e estruturas de acoplagem.

O Módulo de Serviço tem um comprimento de 2,94 metros, um diâmetro máximo de 2,80 metros e um peso de 1.500 Kg. Alberga os motores principais da Shenzhou.

O lançamento da Shenzhou-3 teve lugar às 1415UTC do dia 25 de Março, a partir do Complexo LC3 do Centro Espacial de Lançamento de Satélites de Jiuquan (também conhecido por Shuang Cheng Tse)². O centro de Jiuquan está localizado na seguintes coordenadas geográficas 40,96°1N : 100°23E (Noroeste da China, na província de Gansu), e o primeiro lançamento orbital aí realizado teve lugar a 24 de Abril de 1970 quando um foguetão CZ-1 Chang Zheng-1 colocou em órbita o satélite DFH-1 Dong Fang Hong-1 “China-1 / Mao-1” (04382 1970-034A).



Para a família de lançadores Chang Zheng, este foi o seu 66º lançamento e o 24º consecutivo com sucesso. O Presidente chinês, Jiang Zemin, esteve presente no Centro Espacial de Jiuquan para assistir a este lançamento e felicitou todos os técnicos, engenheiros e cientistas chineses que ajudaram e contribuíram para o sucesso deste voo.

Dos comentários que acompanharam as notícias iniciais do lançamento da Shenzhou-3, destaque para a referência à construção de uma segunda plataforma de lançamento para as missões tripuladas e que no futuro possibilitara o lançamento de duas missões em simultâneo que poderão realizar acoplagens em órbita terrestre.

Durante a ascensão para a órbita terrestre foi pela primeira vez levado a cabo um teste com o sistema de emergência para salvamento das futuras tripulações, enquanto que na plataforma de lançamento um sistema de tratamento filtrou os gases tóxicos produzidos pelo foguetão CZ-2F. Pouco após o lançamento foi anunciado no centro de controlo da missão a separação da torre de emergência do lançador. Este sistema permite o salvamento dos taikonautas a partir dos 15m que antecedem o lançamento e até aos 2m40s após a ignição, altura em que é descartada. As dimensões do sistema de emergência, com a ogiva que alberga a capsula, são de 15,1 metros de comprimento, 3,8 metros de diâmetro na parte mais larga e 11.260 Kg de peso. A combinação entre os módulos orbital e de reentrada com o sistema de fuga, forma o sistema de emergência para os tripulantes. Este sistema é desenhado com uma fiabilidade de 99,5% e é controlado por três sistemas de activação: um sistema automático que entra em funcionamento caso detecte qualquer problema com o veículo lançador, e dois sistemas manuais de activação a bordo da capsula tripulada. De

² A China possui mais dois centros espaciais localizados em Xichang (28°1N : 102°3E) e Taiyuan (37°8N : 111°5E).

salientar que este é o único veículo lançador de capsulas tripuladas actual que consome combustíveis altamente tóxicos tais como são o N_2O_4 e o UDMH.

Durante os primeiros dias da missão foram detectadas transmissões de vozes femininas a partir do veículo em órbita no que sem dúvida se terá tratado de um teste ao sistema de comunicações da Shenzhou e do sistema terrestre e marítimo de retransmissão de dados e voz. Também foram levados a cabo testes do sistema de transmissão audiovisual com o envio de imagens do interior da capsula e da Terra através de uma escotilha. A missão foi constantemente acompanhada por uma rede naval de quatro navios estacionados nos Oceanos Pacífico, Índico e Atlântico.



Representação da Shenzhou-3 em órbita terrestre. Esta imagem ajuda a perceber alguns detalhes do veículo tripulado chinês. No módulo de serviço à direita pode-se reparar na ligação do painel solar que permite a sua orientação. De notar a grande escotilha na capsula de reentrada onde estarão albergados os taikonautas. No módulo orbital nota-se um dispositivo na sua parte frontal em lugar do mecanismo de acoplamento e que poderá servir como instrumento de vigilância electrónica. De referir também que nesta representação os painéis solares do módulo orbital encontram-se recolhidos. Imagem: Agência Xinhua.

Uma das imagens transmitida pela agência noticiosa chinesa Xinhua, mostrou uma representação da Shenzhou em órbita terrestre. Pela análise dessa imagem verificou-se que a Shenzhou deveria transportar na parte frontal do módulo orbital um dispositivo de vigilância electrónica, bem como um pequeno satélite designado Chuang Xing-1. No entanto, e até à data da edição deste número do Em Órbita, não havia qualquer referência a uma separação deste satélite do módulo orbital.

A bordo da Shenzhou-3 foram transportadas experiências das mais variadas áreas de investigação, tais como Física dos Materiais, Ciências da Vida, Observação Terrestre e Detecção Remota por Meios Ópticos do ambiente terrestre e do ambiente espacial. Foram também transportadas 44 cargas científicas a bordo e muitas delas envolvendo investigadores da Academia de Ciências da China. Nestas cargas podem-se salientar a espectrografia de média resolução, sensores de detecção de nuvens, sensores de detecção da radiação terrestre, monitorização da radiação solar ultravioleta, detectores da composição e da densidade

atmosférica, forno de cristalização com multi-câmaras, equipamento para o crescimento de cristais de proteínas, bio-reactor celular, detectores de matéria sólida, sensores de microgravidade, etc. Algumas destas cargas voltam ao espaço após terem sido utilizadas nas missões Shezhou-1 e Shenzhou-2.

A 30 de Março era anunciado que o regresso da Shezhou-3 seria adiado até ao dia 1 de Abril. A primeira manobra orbital realizou-se no dia 29 de Março após o envio dos comandos a partir do Centro de Controlo e Comando Aeroespacial de Beijing³ (CCCAB), às 0730UTC. A manobra foi iniciada às 1015UTC quando os motores de manobra do módulo de serviço foram accionados por 8s no início da 61ª órbita. A realização da manobra foi confirmada quando o navio de rastreio Yuanwang-3, estacionado no Atlântico, enviou a confirmação para o CCCAB. Após a manobra orbital a Shenzhou-3 ficou colocada numa órbita com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 337,2 Km, perigeu 330,2 Km, inclinação orbital de 42,4° em relação ao equador terrestre e período orbital de 91,2m.

A aterragem da Shenzhou-3 teria lugar às 0851UTC do dia 1 de Abril, na região central da Mongólia Interior. A missão havia durado 6 dias e 18 horas, tendo completado 108 órbitas em torno da Terra. A ordem para a separação

³ A utilização de Beijing para a identificação da capital chinesa, é aqui propositada e não se trata de um erro de tradução da designação anglo-saxónica de Pequim. Segundo a última revisão da tradução dos nomes chineses para as línguas ocidentais, é referido que a designação de Pequim é “Beijing”.

entre o módulo de reentrada e o módulo orbital foi enviada pelo navio de rasteio Yuanwang-3 já quando a Shenzhou-3 se encontrava na sua 108ª órbita sobrevoando o Hemisfério Sul sobre o Oceano Atlântico.



Após a aterragem o módulo de reentrada foi transportado para Beijing para posterior análise. O Módulo Orbital da Shenzhou-3 deverá permanecer em órbita nos próximos seis meses para realizar as mais variadas experiências.

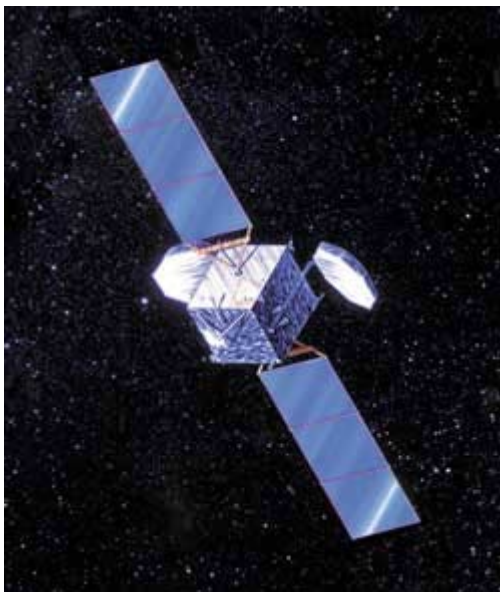
A Shenzhou-3 recebeu a Designação Internacional 2002-014A e o número de catálogo orbital 27397. Por seu lado o Módulo Orbital recebeu a Designação Internacional 2002-014C e o número de catálogo orbital 27408.

A aterragem da Shenzhou-3 teria lugar às 0851UTC do dia 1 de Abril de 2002, na região central da Mongólia Interior. Imagem: Agência Xinhua.

29 de Março – Ariane 44L (V149) / JCSat-8; Astra-3A

A Arianespace marca o 15º lançamento orbital de 2002 com a colocação em órbita dos satélites JCSat-8 e Astra-3A por um foguetão Ariane 44L. O lançamento ocorreu desde a plataforma ELA-2 do Complexo Espacial de Kourou, na Guiana Francesa, América do Sul.

Os preparativos para a missão V149 foram iniciados em Kourou a 11 de Fevereiro com a colocação do primeiro estágio do Ariane na plataforma móvel de lançamento, dentro do edifício de montagem. O segundo estágio foi colocado sobre o primeiro estágio no dia 12 de Fevereiro e o terceiro estágio foi colocado sobre os anteriores no dia 22 de Fevereiro. Finalmente, a montagem dos quatro propulsores laterais de combustível líquido teve lugar entre os dias 18 e 22 de Fevereiro.



Representação do satélite JC-Sat 8 em órbita.
Imagem: Boeing Satellite Systems.

Ambos os satélites a serem transportados pelo Ariane chegaram a Kourou no dia 6 de Março. Após a verificação da integridade do veículo lançador, este foi transportado para a plataforma ELA-2 no dia 7 de Março.

Após serem abastecidos com o combustível necessário para as manobras orbitais, o JCSat-8 e o Astra-3A foram colocados no interior das respectivas secções da ogiva do Ariane no dia 21 de Março. Os satélites e o equipamento de apoio foram transportados para a plataforma ELA-2 no dia 22 de Março e colocados sobre o terceiro estágio do Ariane no dia seguinte.

Um ensaio dos procedimentos a levar a cabo durante o lançamento teve lugar no dia 25 de Março e a revisão de prontidão para o lançamento realizada no dia 26 de Março deu luz verde para o lançamento.

A missão V149 colocou em órbita dois satélites construídos pela *Boeing Satellite Systems*, El Segundo, Califórnia. Para tal o Ariane utilizou o adaptador duplo de cargas Spelda, que permite o transporte de dois satélites no mesmo lançador Ariane. O satélite JCSat-8 encontrava-se colocado na parte superior do Spelda. Com um peso de 2.600 Kg, o JCSat-8

(também conhecido como JCSat-2A) é baseado no modelo Boeing 601 e está equipado com 16 repetidores em banda-C e 16 repetidores em banda-Ku. Colocado a 154° longitude E (sobre a Papua Nova Guiné), o JCSat-8 irá operar por 11 anos e servirá o Japão, parte continental da Ásia, Austrália e o Hawaí. O JCSat-8, que será operado pela JSAT Corp., Tóquio, é o 17º satélite japonês colocado em órbita por um foguetão Ariane. Este satélite irá substituir o satélite JCSat-2 (20402 1990-001B) colocado em órbita a 1 de Janeiro de 1990 pelo foguetão Commercial Titan (CT-1) a partir do complexo LC40 de Cabo Canaveral.

Por seu lado, o satélite Astra-3A viajou no interior do Spelda. Este satélite, com um peso de 1.490 Kg, é baseado no modelo Boeing 376 e está equipado com 20 repetidores em banda-Ku. Tendo uma vida útil de 10 anos, o Astra-3A foi colocado sobre o Congo e irá fornecer serviços de televisão por cabo e de retransmissão directa aos países germânicos da Europa. O Astra-3A será operado pela SES ASTRA, Luxemburgo.

Esta foi a 149ª missão de um lançador Ariane, o 110º voo de um Ariane 4, a 68ª missão consecutiva com sucesso para a família Ariane 4 e a 35ª missão de um Ariane 44L. Esta é a versão mais potente do Ariane 4, possuindo quatro propulsores laterais a combustível líquido montados em torno do primeiro estágio do lançador.

O Ariane 44L tem um peso de 470.000 Kg, um comprimento de 58,4 metros e um diâmetro de 3,8 metros. É capaz de colocar uma carga de 4.250 Kg numa órbita de transferência para a órbita geostacionária a 36.000 Km de altitude. O primeiro lançamento desta versão, 44L, teve lugar a 5 de Junho de 1989 quando na missão V31 colocou em órbita os satélites Superbird A (20040 1989-041A) e DFS Kopernicus-1 (20041 1989-041B). Já foram lançados 35 Ariane 44L, dos quais somente um falhou a 20 de Fevereiro de 1990 na missão V36 não colocando em órbita os satélites BS-2X e Superbird-B. Assim, o Ariane 44L tem uma taxa de sucesso de 97,14%.



Representação do satélite Astra-3A em órbita. Imagem: Boeing Satellite Systems.

Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Satélites
1998-056	V111	Ariane 44L (481)	10-10-1998	Eutelsat-W2 (98-56A/25491); Sirius-3 (98-56B/25492)
1998-063	V113	Ariane 44L (482)	28-10-1998	Afristar (98-63A/25515); GE-3 (98-63B/25516)
1999-009	V116	Ariane 44L (485)	26-02-1999	Arabsat-3A (99-9A/25638); Skynet-4E (99-9B/25639)
1999-064	V125	Ariane 44L (493)	22-12-1999	Galaxy-11 (99-71A/26038)
2000-076	V136	Ariane 44L (4101)	21-11-2000	Anik-F1 (00-76A/26624)
2001-005	V139	Ariane 44L (4103)	07-02-2001	Sircal-1 (01-05A/26694); Skynet-4F (01-05B/26695)
2001-024	V141	Ariane 44L (4104)	09-06-2001	Intelsat-901 (01-024A/26824)
2001-039	V143	Ariane 44L (4105)	30-08-2001	Intelsat-902 (01-039A/26900)
2002-007	V148	Ariane 44L (4109)	23-02-2002	Intelsat-904 (02-007A/27380)
2002-015	V149	Ariane 44L (4110)	29-03-2002	JCSat-8 (02-015A/27399); Astra-3A (02-015B/27400)

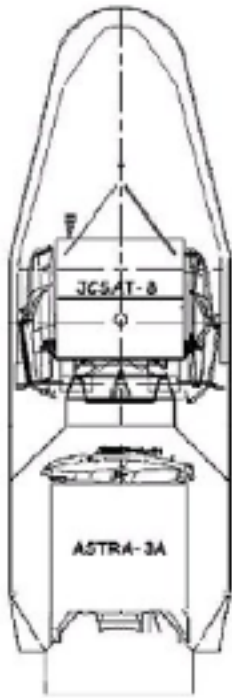
O primeiro estágio L-220 Ariane 4-1 tem um peso bruto de 243.575 Kg e um peso de 17.515 Kg sem combustível. Os seus quatro motores Viking-2B (cada um com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 776 Kg, um diâmetro de 1,0 metros e um comprimento de 2,9 metros) desenvolvem uma força de 309.400 Kgf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

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

O segundo estágio L-33B Ariane 2-2 tem um peso bruto de 37.130 Kg e um peso de 3.625 Kg sem combustível. O seu único motor Viking-4B (cada um com uma câmara de combustão, tendo uma massa de 850 Kg, um diâmetro de 2,6 metros e um comprimento de 3,5 metros) desenvolve uma força de 82.087 Kgf no vácuo, tendo um

tempo de queima (T_q) de 125 s e um impulso específico (I_{es}) de 296 s. O motor Viking-4B também utiliza como combustível N_2O_4 e UDMH (impulso específico ao nível do mar – I_{es-nm} – de 210 s). Tem uma envergadura de 2,6 metros, um comprimento de 11,5 metros e um diâmetro de 2,6 metros.

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



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

Às 0059UTC (T-30m) do dia 29 de Março tudo se encontrava a postos para o lançamento e no Centro de Controlo Jupiter, em Kourou, todos os sinais davam luz verde para a continuação da contagem decrescente.

Às 0118UTC (T-11m) todas as estações de rastreio encontravam-se a postos para o início da missão V149. A fase inicial do voo foi seguida pelas estações situadas em Kourou e em Cayenne, Guina Francesa. A partir dos 6m30s de voo a telemetria do lançador e dos satélites é recebida pela estação de Natal, Brasil, e aos 12m20s é a vez da estação da Ilha de Ascensão receber os sinais. Uma estação situada em Libreville, Gabão, acompanhará o lançador desde os 17m20s e até ao final da sua missão.

A T-7m30s (0121UTC) as condições atmosféricas mostravam-se favoráveis para o lançamento e durante a totalidade da duração da janela de lançamento de 45 minutos.

Às 0123UTC (T-6m) foi iniciada a sequência sincronizada de lançamento. A partir desta altura a contagem decrescente é controlada por computador e decorre de forma automática. Existem dois computadores principais que controlam as acções nesta fase. Um dos aparelhos é responsável pelo processamento dos fluídos e propolentes a bordo do Ariane e o outro controla a preparação dos sistemas eléctricos que iniciam o programa de voo, a activação dos sistemas de orientação dos motores e a transferência de energia das fontes externas para as baterias do lançador.

Representação esquemática da forma como os dois satélites estavam colocados sobre a ogiva do Ariane utilizando o adaptador múltiplo Spalda. Imagem: Arianespace.

A hora exacta da ignição dos motores do Ariane foi introduzida no computador do sistema de orientação do lançador às 0125UTC. A pressurização dos tanques de oxigénio líquido do terceiro estágio foi concluída a T-2m (0127UTC) e a T-1m (0128UTC) dá-se a transferência do fornecimento de energia para as baterias do lançador.

A T-5s (0129UTC) deu-se a recolha dos dois braços que fornecem os combustíveis criogénicos e a ignição dá-se às 0129UTC (T=0).

A T+30s (0129UTC) o Ariane colocou-se numa trajectória em direcção a Este (E) sobre o Oceano Atlântico e a T+60s (0130UTC) atingia uma altitude de 4,4 Km e viajava a uma velocidade de 0,2 Km/s. Trinta segundos mais tarde (T+90s: 0130UTC) atingia uma velocidade de 0,4 Km/s e encontrava-se a uma altitude de 12,3 Km, viajando sobre o Atlântico.

A T+2m o Ariane atingia os 25,5 Km de altitude, a uma velocidade de 0,93 Km/s. A T+2m35s (0131UTC) foi concluída a

29 de Março de 2002. Lançamento do Ariane 44L para a missão V149 que colocaria em órbita dois satélites de comunicações construídos pela *Boeing Satellite Systems*. Os satélites JC-Sat 8 e Astra-3A foram colocados em órbitas de transferência para a órbita geossíncrona. Imagem: Arianespace.



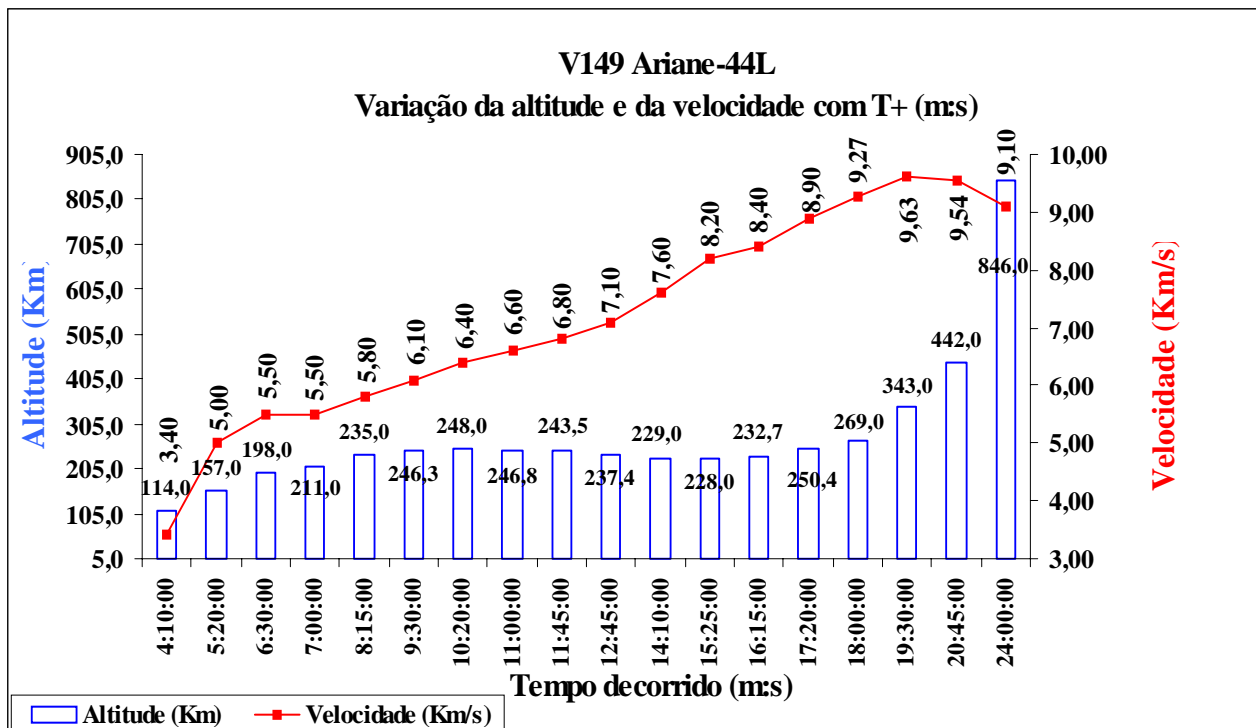
separação dos quatro propulsores líquidos laterais que auxiliaram os quatro motores do primeiro estágio na fase inicial do voo. Os propulsores acabaram por cair no Oceano Atlântico.

A T+3m (0132UTC) o Ariane encontrava-se a 63,8 Km de altitude e viajava a uma velocidade de 2,20 Km/s. A T+3m45s (0132UTC) deu-se a ignição do segundo estágio após a separação do primeiro estágio a T+3m35s.

A T+4m10s (0133UTC) o veículo encontrava-se a 114Km de altitude e a viajar a uma velocidade de 3,4 Km/s. A T+4m45s (0133UTC) separou-se a oitiva de protecção dos satélites.

Às 0134UTC (T+5m20s) o lançador encontrava-se a 157 Km de altitude e viajava a uma velocidade de 5,00 Km/s. A separação do segundo estágio e a ignição do estágio criogénico ocorre 30s mais tarde. A estação de rastreio de Natal, Brasil, adquiriu o sinal do lançador às 0136UTC (T+7m). Nesta altura o conjunto viajava a 5,50 Km/s e a uma altitude de 211 Km.

O seguinte gráfico representa a variação de velocidade e de altitude:



Como se pode verificar no gráfico, entre T+11m00s e T+17m20s, o lançador esteve a perder altitude. Esta manobra é executada por forma a ganhar velocidade que aumenta de 6,60 Km/s para 8,90 Km/s.

A Ilha de Ascensão começa a captar os sinais do Ariane a T+12m15s: 0141UTC. A T+18m (0147UTC) a estação de Libreville, África, começa a receber a telemetria do Ariane que agora viaja a 9,27 Km/s e a uma altitude de 269 Km.

A função do terceiro estágio termina a T+19m (0148UTC) terminando a fase propulsão do voo e atingindo-se assim a órbita terrestre.

A T+19m30s (0148UTC) o terceiro estágio está a orientar-se em preparação da separação do satélite JCSat-8 que ocorre às 01500UTC (T+2137sm). De seguida (T+25m07s 0154UTC) dá-se a separação do adaptador Spelda, expondo o satélite Astra-3A em preparação da sua largada. O Astra-3A separa-se do último estágio do Ariane às 0156UTC (T+27m17s).

Ambos os satélites foram colocados numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com os seguintes parâmetros: apogeu 35.995 Km; perigeu 249,8 Km e inclinação orbital de 4,0° em relação ao equador terrestre. Os dois satélites irão posteriormente elevar o perigeu utilizando os seus próprios motores.

O JCSat-8 recebeu a Designação Internacional 2002-015A e o número de catálogo orbital 27399. O satélite Astra-3A recebeu a Designação Internacional 2002-015B e o número de catálogo orbital 27400.

30 de Março – 8K82K Proton-K DM3 / Intelsat-903

O primeiro Proton de 2002 levou a cabo o 16º lançamento orbital do ano, colocando em órbita mais um satélite para a Intelsat. O lançamento ocorreu a 30 de Março a partir da Plataforma 23 do Complexo 81 (LC81-23) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, no Cazaquistão.

Esta foi a terceira missão da ILS-*Internacional Launch Services* em 2002, sendo a 22ª missão a utilizar o lançador Proton desde a sua formação. Esta foi também a 291ª missão para um lançador desta família.

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

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

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

Utilizando o estágio Block DM3 (11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM3 tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460 Kg. É capaz de colocar uma carga de 2.500 Kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 Kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM3 (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 Kg, pesando 31.100 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 Kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem N₂O₄/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 Kg e uma massa de 11.715 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 Kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 Kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N₂O₄/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 Kg e uma massa de 4.185 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 Kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 Kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N₂O₄/UDMH.

O quarto estágio, 11S861-01 (versão comercial designada Block DM3), tem um peso bruto de 18.650 Kg e uma massa de 2.650 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 Kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 Kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 Kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Uma versão deste motor chegou a ser desenvolvida como motor de orientação orbital para o vaivém espacial Buran.

Este último estágio foi inicialmente desenvolvido como Block DM-2M (11S861-01). As versões comerciais foram desenvolvidas como o Block DM3, com o adaptador Saab para colocação em órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo Hughes HS-601, e como Block DM4 para lançamento para a órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo FS-1300. Este estágio possui uma unidade independente de orientação e foi originalmente desenvolvido para colocar em órbita geossíncrona veículos militares. O estágio tem a capacidade de colocar em órbita

carga mais pesadas do que o estágio 11S861 ao utilizar como combustível um tipo de querosene de alta performance conhecido como Sintin.

O primeiro lançamento do 8K82K Proton-K DM3 teve lugar a 8 de Abril de 1996, quando o veículo 390-01 DM3 n.º 1L colocou em órbita o satélite de comunicações Astra-1F (23842 1996-021A). O primeiro desaire com este lançador deu-se a 24 de Dezembro de 1997 quando o veículo 394-01 DM3 n.º 5L deixou o satélite de comunicações Asiasat-3 (25126 1997-086A) na órbita de transferência para a órbita geossíncrona devido a uma falha no estágio DM3. Desde o seu primeiro lançamento já foram utilizados 19 veículos deste tipo, o que nos leva a uma taxa de sucesso de 94,74%.

Lançamento	Data	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
1999-027	20-05-1999	396-02	GIK-5 Baikonur	LC81L	Nimiq-1 (25740 / 1999-027A)
1999-033	18-06-1999	397-02	GIK-5 Baikonur	LC81L	Astra 1H (25785 / 1999-033A)
1999-053	27-09-1999	398-02	GIK-5 Baikonur	LC81L	LMI-1 (25924 / 1999-053A)
2000-011	12-02-2000	399-02	GIK-5 Baikonur	LC81L	Garuda-1 (26089 / 2000-011A)
2000-029	30-06-2000	400-01	GIK-5 Baikonur	LC81R	Sirius-1 (26390 / 2000-035A)
2000-051	05-09-2000		GIK-5 Baikonur	LC81L	Sirius-2 (26483 / 2000-051A)
2000-059	01-10-2000	401-01	GIK-5 Baikonur	LC81L	GE-1A (26554 / 2000-059A)
2000-067	26-10-2000		GIK-5 Baikonur	LC81L	GE 6 (26580 / 2000-067A)
2000-077	30-11-2000	402-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Sirius-3 (26626 / 2000-077A)
2002-016	30-03-2002		GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Intelsat-903 (27403 / 2002-016A)

O satélite de comunicações Intelsat-903 é o quarto satélite da série de sete veículos Intelsat-IX a ser colocado em órbita e quando operacional estará estacionário na posição 325,5º longitude E sobre o equador terrestre. Construído pela Space Systems/Loral, Palo Alto - Califórnia (sendo o 28º veículo construído para a Intelsat desde 1980) e pesando 4.726 Kg, está equipado com 76 repetidores em banda-C e 24 repetidores em banda-Ku, devendo ter uma vida operacional de 13 anos. O Intelsat-903, que utiliza como base o modelo Loral-1300, fornecerá serviços para a Europa, América do Norte e do Sul, África e Médio Oriente, retransmitindo sinais de televisão, serviços de dados, serviços telefónicos e aplicações de alta velocidade servindo a Internet.



O Intelsat-903 irá substituir o satélite Intelsat-601 / Intelsat VI F-1 (21765 1991-075A) colocado em órbita a 29 de Outubro de 1991 (2308:08UTC) por um foguetão Ariane 44L (V47) a partir da plataforma ELA-2, Kourou, Guina Francesa. O Intelsat-601 será recolocado sobre o continente africano (33º longitude E).

Este lançamento foi adiado desde o último Outono devido ao atraso na preparação do Intelsat-903 (uma outra missão do Proton que irá colocar em órbita o satélite DirecTV-5 no mês de Abril também foi adiada pelo atraso na preparação do satélite).

Às 1625UTC (T-1h) do dia 30 de Março, os quatro estágios do Proton já se encontravam abastecidos e prontos para o lançamento. Na Plataforma 23 do Complexo 81 (LC81-23 / LC81L), a torre de serviço foi afastada do lançador em preparação para a fase final da contagem decrescente. A T-25m (1700UTC) a contagem decrescente encontrava-se sobre o controlo dos computadores após a actualização do computador de orientação do veículo.

A verificação final dos três primeiros estágios do lançador teve lugar às 1720UTC (T-5m) e às 1721UTC (T-4m) dava-se luz verde ao

sequenciador de lançamento para prosseguir a contagem decrescente. Por seu lado, às 1723UTC T-2m), verificava-se o estado do Block DM3.

A T-2,5s (1725UTC) foi enviado o comando de ignição dos seis motores do primeiro estágio do Proton, que entraram em funcionamento a T-1,6s atingindo 40% da potência total. A T=0s os motores atingiam 100% da potência e a confirmação foi enviada a T+0,57s.

A T+30s (1725UTC) o veículo já terminara a sua manobra de orientação colocando-se na trajectória devida com todos os motores a funcionar normalmente. A T+60s (1726UTC) o Proton atingia o período de máxima pressão dinâmica e a T+90s voava a uma altitude de 21,8 Km e encontrava-se a 23 Km de Baikonur.

A evolução do voo no que diz respeito à variação de altitude do lançador e a sua distância em relação a Baikonur é demonstrada no gráfico. De salientar que às 1730UTC (T+5m56s) dava-se a ignição dos motores do terceiro estágio após o final da queima do segundo estágio e respectiva separação. A ogiva de protecção (de 4,35 metros de diâmetro) que protegia o Intelsat-903, separou-se do terceiro estágio às 1731UTC (T+6m5s).

O final da queima do terceiro estágio ocorria às 1734UTC (T+9m50s) e o estágio separava-se do Block DM3 que continuou o voo sem propulsão por alguns minutos até chegar à sua primeira ignição que ocorreu às 1741UTC (T+16m). Esta primeira ignição teve a duração de 68s e colocou o conjunto numa órbita a 161 Km de altitude. A segunda ignição ocorreu a T+1h13m9s e teve como objectivo elevar uma parte da órbita do Intelsat-903 até atingir os 35.000Km. A terceira e última queima ocorreu a T+6h43m e colocou o Intelsat-903, que se separou do Block DM3 às 0020UTC do dia 31 de Março, numa órbita com os parâmetros apogeu 35.786 Km, perigeu 35.000 Km e inclinação orbital de 25,0° em relação ao equador terrestre.

O Intelsat-903 recebeu a Designação Internacional 2002-016A e o número de catálogo orbital 27403.

Quadro de Lançamentos Recentes

Data	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
04 Fev. 0245	003A	27367	MDS-1	H-2A 202 (TF#2)	Tanegashima, Yoshinubo
	003B	27368	DASH		
	003C	27369	VEP-3		
05 Fev. 2058	004A	27370	HESSI	L-1011 Pegasus-XL (P014)	C.C.A.F.S.
11 Fev. 1743:44	005A	27372	Iridium-090	Delta-2 7920-10C (D290)	Vandenberg AFB, SLC-2W
	005B	27373	Iridium-091		
	005C	27374	Iridium-094		
	005D	27375	Iridium-095		
	005E	27376	Iridium-096		
21 Fev. 1243	006A	27378	Echostar-7	Atlas-3B (AC-204)	C.C.A.F.S., SLC-36B
23 Fev. 0659	007A	27380	Intelsat-904	Ariane 44L (V148)	Kourou, ELA-2
25 Fev. 1726	008A	27382	Cosmos 2387	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC43-3
01 Mar. 0107:59	009A	27386	Envisat	Ariane-5G (V145 L511)	Kourou, ELA-3
01 Mar. 1122	010A	27388	STS-109 HSM-3B	OV-102 Columbia	KSC, LC-39A
08 Mar. 2259	011A	27389	TDRS-I	Atlas-IIA (AC-143)	C.C.A.F.S., SLC-36A
17 Mar. 0921:27	012A	27391	GRACE-1 "Tom"	15A30 Rockot Briz-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
	012B	27392	GRACE-2 "Jerry"		
19 Mar. 2228	01-051C	27394	Kolibri-2000	11A511U Soyuz-FG	Progress M1-7
21 Mar. 2013:39	013A	27395	Progress M1-8	11A511U Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, LC1-5
25 Mar. 1415	014A	27397	Shenzhou-3	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3)	Jiuquan, LC3
	014C	27408	Módulo Orbital Shenzhou-3		
	015A	27399	JCSat 8		
29 Mar. 0129	015B	27400	Astra-3A	Ariane 44L (V149)	Kourou, ELA-2
30 Mar. 1725	016A	27403	Intelsat-903	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur LC81-23

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD Nome	Lançador	Local
01 Mar.	02-009B27387	L-5	Ariane-5G (V145 L511)	Kourou, ELA-3
08 Mar.	02-011B27390	Centaur IIA	Atlas-IIA (AC-143)	C.C.A.F.S., SLC-36A
17 Mar.	02-012C27393	Briz-KM	15A30 Rockot Briz-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
21 Mar.	02-013B27396	11A511U Block-I	11A511U Soyuz-FG	GIK-5 Baikonur, LC1-5
25 Mar.	02-014B27398	CZ-2F L-90	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3)	Jiuquan, LC3
29 Mar.	02-015C27401	H-10+	V149 Ariane 44L	Kourou, ELA-2
29 Mar.	02-015D27402	Spelda V149	V149 Ariane 44L	Kourou, ELA-2
30 Mar.	02-016B27404	Block DM3	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC81-23

Quadro dos lançamentos previstos para Abril

01 de Abril*	8K78M Molniya-M	Oko	GIK-1 Plesetsk
08 de Abril*	OV-104 Atlantis	STS-110 ISS-8A	KSC, LC-39B
16 de Abril	Ariane 42L (V150)	NSS-7	Kourou, ELA-2
26 de Abril	Delta-2 7920-10L	Aqua (EOS PM-1)	Vandenberg, AFB SLC-2W
27 de Abril	11A511U Soyuz-U	Soyuz TM-34 (ISS-4S)	GIK-5 Baikonur, LC1-5
28 de Abril	8K82K Proton-K DM3	DirecTV-5 (Tempo-1)	GIK-5 Baikonur, LC81

(*) Já efectuados a quando da edição do presente número do “Em Órbita”

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

08 de Abril	STS-110 / ISS-8A	OV-104 Atlantis (25)	KSC, LC-39B
Bloomfield (3); Frick (1); Ross (7); Smith (4); Ochoa (4); Morin (1); Walheim (1)			
27 de Abril de 2002	Soyuz TM-34 / ISS-4S “Marco Polo”		GIK-5 Baikonur LC1-5
Gidzenko (3); Shuttleworth (1); Vittori (1)			
31 de Maio de 2002	STS-111 / ISS-UF-2	OV-105 Endeavour (18)	KSC, LC-39A
Cockrell (5); Lockhart (1); Chang-Diaz (7); Perrin (1); Korzun (2); Whitson (1); Treshchyov (1)			
19 de Julho de 2002	STS-107 / Freestar RM	OV-102 Columbia (28)	KSC, LC-39B
Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)			
22 de Agosto de 2002	STS-112 / ISS-9A ITS-S1	OV-104 Atlantis (26)	KSC, LC-39A
Ashby (3); Melroy (2); Wolf (3); Sellers (1); Magnus (1); Yurchirkin (1)			
6 de Outubro de 2002	STS-113 / ISS-11A ITS-P1	OV-105 Endeavour (19)	KSC, LC-39B
Wetherbee (6); Lorie (1); Lopez-Alegria (3); Herrington (1); Bowersox (5); Budarin (3); Thomas (5)			
4 de Novembro de 2002	Soyuz TMA-1 / ISS-5S		GIK-5 Baikonur, LC1-5
Zaletin (2); Poleshchuk (2)??; De Winne (1)			
16 de Janeiro de 2003	STS-114 / ISS-ULF-1	OV-104 Atlantis (27)	KSC, LC-39
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Malenchenko (3); Lu (3); Moshchenko (1)			
10 de Abril de 2003	STS-115 / ISS-12A P3/P4	OV-105 Endeavour (20)	KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)			
20 de Maio de 2003	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fugleang (1); Foale (6); McArthur (4); Tokarev (2)			

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional.

Data	Status	Des. Int. NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
01 Mar.	Ree.	61-015JN	04015 (Destroço)	Thor Ablestar (303 AB008)	29 / Jun. / 61
01 Mar.	Ree.	94-029ACP	24981 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
03 Mar.	Ree.	01-049FG	27212 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
03 Mar.	Ree.	01-049GD	27233 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
03 Mar.	Ree.	01-049GQ	27244 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
03 Mar.	Ree.	01-049LH	27336 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
04 Mar.	Ree.	01-049EB	27183 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
05 Mar.	Ree.	94-029LR	24242 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
05 Mar.	Ree.	68-055G	26673 (Destroço)	Thor Delta J (476/D57)	04 / Jul. / 68
05 Mar.	Ree.	01-049JQ	27292 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
05 Mar.	Ree.	01-049KQ	27318 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
05 Mar.	Ree.	01-049FA	27206 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
06 Mar.	Ree.	94-029GD	24130 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
06 Mar.	Ree.	01-049KZ	27327 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
07 Mar.	Ree.	78-026DL	12267 (Destroço)	Delta 2910 (621/D139)	05 / Mar. / 78
08 Mar.	Ree.	01-049JG	27284 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
09 Mar.	Ree.	94-029JZ	24198 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
09 Mar.	Ree.	01-049LS	27345 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
09 Mar.	Ree.	01-049LW	27349 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
11 Mar.	Ree.	90-043K	20651 (Destroço)	Scout G-1 (S212C)	09 / Mai. / 90
11 Mar.	Ree.	85-056G	25498 (Destroço)	Ariane 1 (V14)	02 / Jul. / 85
11 Mar.	Ree.	01-049EU	27200 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
12 Mar.	Ree.	86-019L	17116 (Destroço)	Ariane 1 (V16)	22 / Fev. / 86
12 Mar.	Ree.	94-029GJ	24135 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
12 Mar.	Reg.	02-010A	27388 STS-108 / HSM-3B	OV-102 Columbia	01 / Mar. / 02
13 Mar.	Ree.	61-015MB	19300 (Destroço)	Thor Ablestar (303 AB008)	29 / Jun. / 61
13 Mar.	Ree.	01-049BQ	27120 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
14 Mar.	Ree.	01-049BG	27112 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
15 Mar.	Ree.	88-044A	19189 Molniya-1 (32)	8K78M Molniya-ML	26 / Mai. / 88
15 Mar.	Ree.	01-049GZ	27253 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
16 Mar.	Ree.	95-069B	23742 Centaur II	Atlas-IIA (4N AC-120)	15 / Dez. / 95
16 Mar.	Ree.	78-026HM	19319 (Destroço)	Delta 2910 (621/D139)	05 / Mar. / 78
16 Mar.	Ree.	99-057ME	26757 (Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
16 Mar.	Ree.	01-049HE	27258 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
17 Mar.	Ree.	01-049LV	27348 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
18 Mar.	Ree.	85-045D	15811 Block-L	8K78M Molniya-M / 2BL	11 / Jun. / 85
18 Mar.	Ree.	01-049EY	27204 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
18 Mar.	Ree.	01-049KH	27311 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
19 Mar.	Ree.	94-029EC	24081 (Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
19 Mar.	Ree.	01-049EC	27184 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
19 Mar.	Ree.	01-049EQ	27196 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
19 Mar.	Ree.	01-049JN	27260 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
20 Mar.	Ree.	01-051A	26983 Progress M1-7	11A511U Soyuz-FG	26 / Nov. / 01
21 Mar.	Ree.	65-082UR	26910 (Destroço) OV2-1 / LCS	Titan IIIC (3C-4)	15 / Out. / 65
21 Mar.	Ree.	01-049KE	27308 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
22 Mar.	Ree.	01-049KR	27319 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
23 Mar.	Ree.	97-005E	26744 (Destroço)	M-V (M-V-1)	12 / Fev. / 97
23 Mar.	Ree.	02-013B	27396 11A511U-2	11A511U Soyuz-FG	21 / Mar. / 02
24 Mar.	Ree.	01-049KS	27320 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
25 Mar.	Ree.	01-049JF	27283 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
25 Mar.	Ree.	01-049KA	27304 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
25 Mar.	Ree.	01-049MN	27365 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
26 Mar.	Ree.	97-064B	25018 Centaur G	Titan 403A (4A-18)	24 / Out. / 97
26 Mar.	Ree.	01-049EH	27189 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01

26 Mar. Ree.	01-049JY 27302 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
26 Mar. Ree.	99-057AJ 26148 (Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
26 Mar. Ree.	99-057EG 26242 (Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
27 Mar. Ree.	85-035C15679 Mage-2	V13 Ariane 3	08 / Mai. / 85
27 Mar. Ree.	02-012C27393 Breeze-KM	15A30 Rockot KM	17 / Mar. / 02
27 Mar. Ree.	01-049KD 27307 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
28 Mar. Ree.	91-032C21298 (Destroço) NOAA-12	Atlas E (50E)	14 / Mai. 91
29 Mar. Ree.	01-049BS 27122 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
29 Mar. Ree.	01-049JB 27279 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
30 Mar. Ree.	01-049ED 27185 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
30 Mar. Ree.	01-049FB 27207 (Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01

Data Reg. Ree.	Des. Int. NORAD Nome	Lançador	Data Lançamento
07 Abr.	96-061A 24645 SAC-B / HETE	Pegasus XL (F14)	04 / Nov. / 96
23 Abr.	98-042A 25389 Tubsat N	RSM-54 Shtil	07 / Jul. / 98
28 Abr.	01-054B26996 Starshine 2	STS-108	05 / Dez. / 01
29 Abr.	80-044A 11821 Cosmos 1184 / Tselina-D	8A92M Vostok	04 / Jun. / 80
11 Mai.	71-052A 05281 Cosmos 426 / DS-U2-K n.º 1	11K65M Kosmos-3M n.º65014-101	04 / Jun. / 71
11 Mai.	97-018B24780 Celestis	Pegasus XL (F15)	21 / Abr. / 97
22 Jun.	69-084A 00419 Meteor-1 (2)	8A92M Vostok	06 / Out. / 69
Ago.	79-020A 11285 Intercosmos-19	11K65M Kosmos3M n.º 47155-107	27 / Fev. / 79
Ago.	00-042A 26414 Mightysat 2.1	Minotaur (SLV-2)	19 / Jul. / 00
Set.	80-008A 11682 Cosmos 1154 Tselina-D	8A92M Vostok	30 / Jan. / 80
Out.	00-079A 26631 Eros A1	15Zh58 Start-1	05 / Dez. / 00
Out.	01-043A 26929 Starshine 3	Athena 1 (LM-001)	30 / Set. / 01

Explicação dos Termos Técnicos

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

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

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

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

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

Combustíveis e Oxidantes

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

os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c³, sendo o seu ponto de congelação a -11,0°C e o seu ponto de ebulição a 21,0°C.

UDMH ((CH₃)₂NNH₂) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica)*; O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível ao choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79 g/c³, 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 ao choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 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 fuel-óleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/c³, sendo o seu ponto de congelação a -259,0°C e o seu ponto de ebulição a -253,0°C.

Referências

35º Aniversário da missão Soyuz-1, por Rui C. Barbosa

- “*Disasters And Accidents In Manned Spaceflight*”; Shayler, David J.; Springer PRAXIS, 2000
- “*Almanac Of Soviet Manned Space Flight*”; Newkirk, Dennis; Gulf Publishing Company; 1989
- “*Challenge To Apollo – The Soviet Union And The Space Race, 1945 – 1974*”; Siddiqi, Asif A.; The NASA History Series; 2000
- “*The Soviet Cosmonaut Team*”, Hooper, Gordon R.; Segunda Edição, 1990 – GBH Publications
- Arquivos pessoais de Rui C. Barbosa

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 José Roberto Costa.

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

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rui_barbosa@clix.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Ilustrado.DOC 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

Braga, 15 de Abril de 2002
