

Em Órbita

JENAM-2002
O Regresso da Apollo-12

Delta-2 7425-9,5 (D292) / CONTOUR
Ariane-5G (V153) / Stellan-5; N-Star c

11K65M Kosmos-3M /
Cosmos 2390; Cosmos 2391
8K82K Proton-K DM-5 / Cosmos 2392

RSM-50 Volna / IRDT-3 Demonstrator-2
LGM-30 Minuteman III / GT-177GM

N.º 18

Setembro de 2002

Em Órbita

Ano 2, N.º 18

6 de Novembro 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 lançador Ariane-5G (V153 “Ville de Charleroi”) aguarda na plataforma ELA-3 em Kourou o dia do lançamento dos satélites Stellan-5 e N-Star c, na que foi a sua segunda missão do ano de 2002.

Por forma a manter o ritmo editorial do boletim “Em Órbita”, decidi não editar o número duplo que havia anunciado para esta edição. Assim, o número relativo ao mês de Outubro (n.º 19 do “Em Órbita”) deverá ser editado no final do mês de Novembro.

No presente número do “Em Órbita”:

- **JENAM-2002 - “The Unsolved Universe: Challenges for the Future”, por Ricardo Samuel Reis**
- **O Regresso da Apollo-12**
- **Lançamentos não tripulados**
 - 03 de Julho – Delta-2 7425-9.5 Star-30 / CONTOUR
 - 05 de Julho – Ariane-5G (V153 “Ville de Charleroi”) / Stellan-5; N-Star c
 - 08 de Julho – 11K65M Kosmos-3M/ Cosmos 2390; Cosmos 2391
 - 25 de Julho – 8K82K Proton-K DM-5 / Cosmos 2392
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Novembro**
- **Lançamentos sub-orbitais**
 - 12 de Julho – 3M40 (R-29R RSM-50) Volna / IRDT-2 Demonstrator-2
 - 17 de Julho – LGM-30 Minutman III (GT-177GM)
- **Quadro de lançamentos suborbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos sub-orbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Regressos / Reentradas**

No próximo “Em Órbita” não percas:

- **A sonda Stardust fez uma breve passagem pelo asteroide 5535 Annefrank no dia 1 de Novembro, vamos ver como tudo ocorreu.**
- **No dia 7 de Outubro o vaivém espacial Atlantis foi lançado para mais uma visita à ISS para entregar mais uma peça do puzzle orbital.**
- **Lançamentos orbitais e sub-orbitais do mês de Agosto, bem como os regressos e reentradas registadas nesse mês.**

Joint European and National Astronomy Meeting - JENAM 2002

“The Unsolved Universe: Challenges for the Future”

por Ricardo Samuel Reis

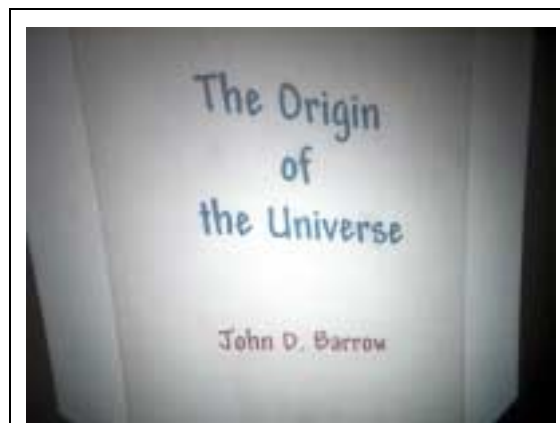


Na semana de 2 a 7 de Setembro realizou-se em Portugal o *Joint European and National Astronomy Meeting - JENAM 2002*. Este encontro reúne todos os anos o encontro da Sociedade Europeia de Astronomia (EAS) com a congénere nacional do país que acolhe o encontro. A organização coube à ainda jovem Sociedade Portuguesa de Astronomia (SPA), tendo o Centro de Astrofísica da Universidade do Porto (CAUP) acolhido o evento.

O JENAM 2002 foi um sucesso sem paralelo para a Astronomia em Portugal. Estiveram no Porto mais de 400 astrónomos de todo o mundo, 67 dos quais eram portugueses provenientes de instituições nacionais ou estrangeiras. O programa científico albergou 8 *workshops* temáticos, complementados por sessões plenárias. Houve ainda uma palestra pública intitulada “A origem do Universo”, apresentada pelo Doutor John Barrow da Universidade de Cambridge, palestra esta que encheu o auditório da Faculdade de Arquitetura da Universidade do Porto (FAUP).

Os temas dos *workshops* foram tão diversos quanto interessantes:

- No *workshop* intitulado “*Galactic Dynamics*” falou-se de formação, dinâmica e morfologia de galáxias, bem como da interação destas com satélites e enxames de estrelas. Houve um total de 30 comunicações orais e uma dúzia de *posters*.
- No *workshop* sobre meio inter-estelar estabeleceu-se (pela primeira vez) uma discussão entre observadores e teóricos sobre modelos que permitam descrever a estrutura do espaço inter-estelar a todas as escalas de comprimento.
- Um dos *workshops* “quentes” do JENAM 2002 foi sobre o VLTI, o interferómetro do Observatório Europeu do Sul (ESO). Este interferómetro vai juntar a luz dos 4 telescópios principais do VLT (8,2 metros) com a luz de 3 telescópios auxiliares (1,8 metros) para formar um telescópio com um espelho virtual de mais de 16 metros. Apesar de só estar previsto entrar em funcionamento em 2004, discutiu-se o rumo a dar a este poderoso instrumento.
- No “*Jets*”, um *workshop* sobre objectos estelares jovens, foram discutidos os problemas ainda em aberto sobre formação estelar. Também este juntou observadores e teóricos à mesma mesa de discussão.
- No “*HRD*”, foram discutidas as potencialidades das missões GAIA e DIVA da Agência Espacial Europeia (ESA) e quais as suas implicações para o estudo da população e evolução estelar. A missão GAIA, a ser lançada até 2012, vai determinar as distâncias a cerca de mil milhões de estrelas, num raio de centenas de *parsecs*, com uma precisão de 0,1%.



- No primeiro dos *workshops* ligados à Cosmologia discutiram-se dimensões extra e variação de constantes fundamentais do Universo. Este último tema tem merecido grande atenção por parte de Cosmólogos e Físicos Teóricos, já que uma destas teorias, apresentada em 1999 por Andreas Albrecht e João Magueijo, aponta para a variação da velocidade da luz.
- O segundo dos *workshops* sobre Cosmologia foi dedicado à “caça” de parâmetros cosmológicos como a massa total e a geometria do nosso Universo. Este tipo de parâmetros permitem, entre outras coisas, descobrir se ele é aberto, fechado ou plano.
- Finalmente, no “*Galactic Evolution*” discutiu-se a evolução de galáxias em grupos e enxames das mesmas. Este foi um dos mais concorridos do JENAM 2002 já os que grandes avanços observacionais têm permitido novas descobertas nas áreas de formação e evolução galáctica. Este *workshop* contou com 37 apresentações orais e quase 30 *posters*.

Além das apresentações científicas também se realizaram as Assembleias Gerais da Sociedade Portuguesa de Astronomia e da Sociedade Europeia de Astronomia, bem como as reuniões do “OPTICON and RADIONET” e da “*European Interferometry Initiative*”.

J002E3 – O Regresso da Apollo-12

Quando a 3 de Setembro de 2002 o astrónomo Bill Young descobriu um estranho objecto celeste que se movia no céu nocturno, não fazia ideia que acabara de descobrir um pedaço da História espacial que se havia perdido no início da década de 60.



O gigantesco Saturno V (SA-507) LC-39A, ainda hoje utilizada pelos vaivéns espaciais, aguarda o lançamento para colocar em órbita a Apollo-12. O terceiro estágio deste lançador regressou à órbita terrestre em 2002. Imagem: NASA.

Posterior análises orbitais do objecto J002E3 vieram a revelar que o que se pensava ser uma nova lua da Terra, era afinal o terceiro estágio do foguetão Saturno-V que havia colocado a missão Apollo-12 na Lua em Novembro de 1969.

Movendo-se rapidamente no céu, as análises orbitais posteriores realizadas pelo MPC – *Minor Planet Center* revelaram que o J002E3 se encontrava duas vezes mais afastado que a Lua e que orbitava a Terra. Este facto juntamente com a sua baixa magnitude levou os astrónomos a suspeitarem que o corpo celeste se poderia tratar de um objecto feito pelo Homem em vez de um asteroide. Porém, o J002E3 não era associado a qualquer lançamento recente. Numa análise mais profunda da sua órbita verificou-se que o J002E3 entrou em órbita da Terra em Abril proveniente da órbita heliocêntrica. A sua captura ocorreu quando o objecto passou perto do ponto Lagrange L1 onde o campo gravitacional da Terra e do Sol se cancelam mutuamente. Este ponto actua como uma porta de acesso entre as regiões do espaço controladas respectivamente pelos campos gravíticos do Sol e da Terra.

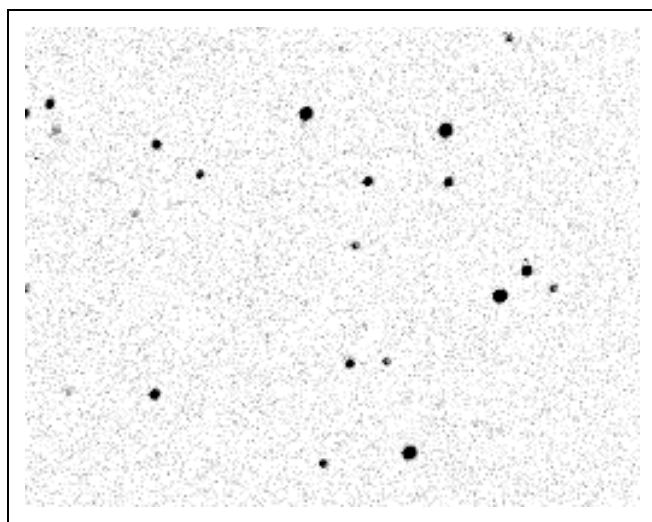
A análise da órbita do J002E3 antes de entrar em órbita terrestre mostra que o objecto esteve sempre dentro da órbita terrestre e que pode ter estado perto do nosso planeta no início dos anos 70. Durante este período o J002E3 pode ter estado em órbita terrestre antes de entrar em órbita solar.

O brilho relativo do objecto levou a concluir que poderia ser um terceiro estágio resultante de uma missão lunar que decorreu em 1968 ou 1969, os estágios do Saturno-V eram pintados com uma tinta contendo Óxido de Titânio que foi detectado no espectro obtido através de observações do

objecto. Evidências posteriores levaram os astrónomos a concluir que este era de facto o terceiro estágio Saturn-IVB do foguetão lançador da Apollo-12 que foi deixado numa órbita terrestre muito longínqua após passar pela Lua a 18 de Novembro de 1969. Este estágio foi pela última vez observado numa órbita terrestre com um período orbital de 43 dias.

A missão lunar Apollo-12 (04225 1969-099A) foi lançada para o espaço a 14 de Novembro de 1969 às 1622UTC a partir da Plataforma A do Complexo de Lançamentos 39 do KSC. A Apollo-12 foi lançado pelo foguetão Saturno-V SA-507. A Apollo-12 era constituída pelo Módulo de Comando CSM-108 Yankee Clipper e pelo Módulo Lunar LM-6 Intrepid. A sua tripulação era constituída pelos astronautas Charles 'Pete' Conrad (21EUA10; 2EUA6-6; 3EUA5-5; 4EUA3-3), Richard Francis Gordon, Jr. (29EUA18; 2EUA15-18) e Alan Leavern Bean (45EUA24; 2EUA17-22).

O terceiro estágio do Saturno-V, o Saturn-IVB, tinha um peso bruto de 119.900Kg, pesando 13.300Kg sem combustível. No vácuo desenvolvia uma força de 105.200Kgf, com um Ies de 421s e um Tq de 475s. Estava equipado com um único motor J-2 que consumia LOX/LH₂. O Saturn-IVB tinha um comprimento de 17,8 metros e um diâmetro de 6,6 metros.



O movimento futuro do J002E3 é também muito interessante pois uma análise da órbita baseada na incerteza das primeiras observações mostrava que o objecto tinha 20% de hipóteses de impactar na superfície lunar em 2003 (como já tinha acontecido com outros estágios deste tipo nas missões lunares Apollo-13 a Apollo-17 por forma a se estudar a estrutura interior da Lua), havendo também uma hipótese de 3% de impacto com a Terra. Observações posteriores baixaram as estimativas de impacto com a Lua para menos de 1%.

O ponto ligeiramente acima do centro da imagem representa o J002E3 numa das imagens que o assinalaram pela primeira vez em órbita terrestre. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

De recordar que para além da Lua, a Terra possui na sua órbita um pequeno asteroide chamado Cruithne que foi pela primeira vez observado em 1986 e que segue uma órbita em forma de ferradura em torno do Sistema Solar, sendo puxado alternadamente pela Terra e pelo Sol.

O J002E3 já completou 33 órbitas em torno do Sol (no mesmo período que a Terra completou 31 órbitas) e provavelmente deixará a órbita terrestre novamente em Junho de 2003 após completar 6 órbitas em torno da Terra.

Colabora com o “*Em Órbita*”

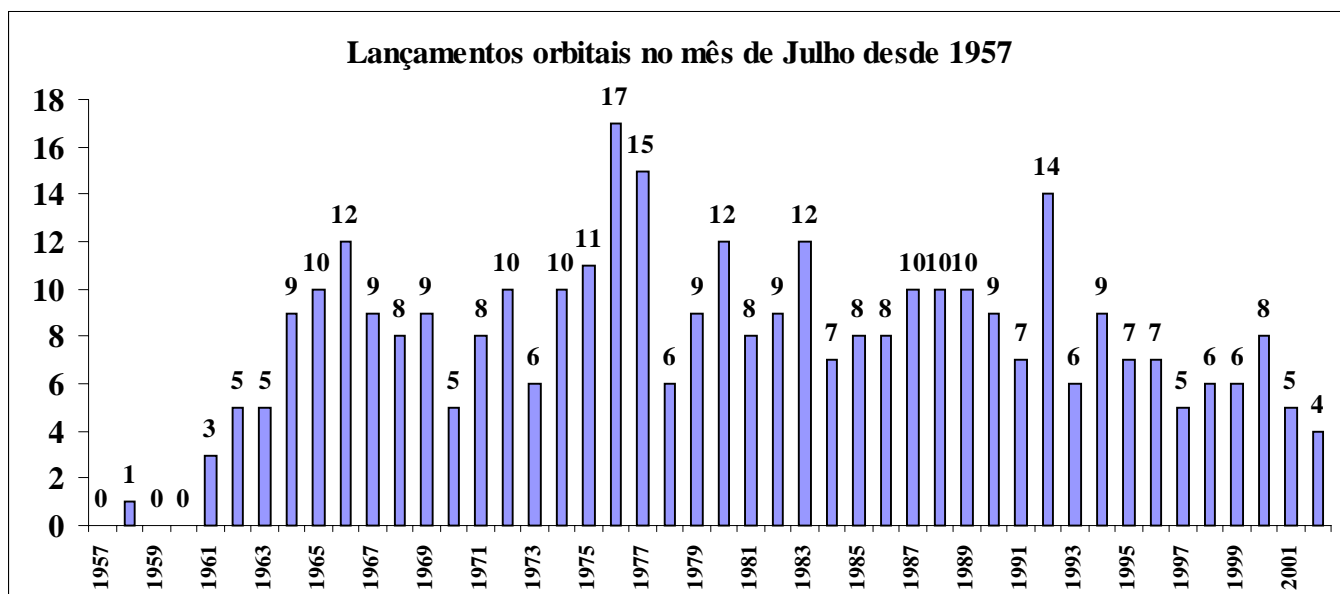
O mais completo boletim sobre a conquista do espaço editado em português

Gostavas de ver um artigo escrito por ti publicado neste boletim? Escreve algo sobre a História da Conquista Espacial, sobre as Tecnologias do Espaço ou sobre um tema que te fascine relacionado com o espaço.

Entra em contacto connosco e envia-nos um e-mail (ruibarbosa@clix.pt) com a tua sugestão.

Lançamentos não tripulados

Em Julho registaram-se 4 lançamentos orbitais. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Julho foram realizados 4.2223 lançamentos orbitais, 355 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,406% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,685% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (260 lançamentos que correspondem a 6,157% do total).



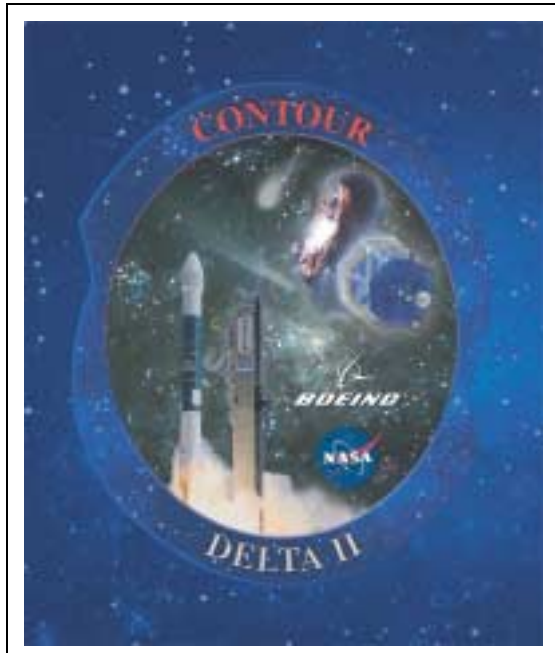
03 de Julho – Delta-2 7425-9.5 Star-30 (D292) / CONTOUR



A tão esperada missão da CONTOUR (Comet Nucleus TOUR) foi lançada a 3 de Julho de 2002 com o objectivo de visitar dois cometas que vagueiam teimosamente pelo nosso Sistema Solar. Após a emoção inicial dos primeiros dias da missão, seguiu-se mais um período de incredulidade quando os sinais da CONTOUR não chegaram ao Controlo da Missão e quando passado uns dias se detectaram três corpos desconhecidos no campo estelar. A missão da CONTOUR terminou com a possível explosão do motor de combustível sólido que a deveria colocar na trajectória em direcção aos seus objectivos.

A CONTOUR foi construída pelo *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*, Laurel - Maryland, que se baseou num desenho simples e compacto. O corpo da sonda encontrava-se coberto por células solares e as partes soltas ou móveis eram escassas e o seu desenho geométrico permitia somente o uso de antenas fixas. As observações seriam realizadas apontando os instrumentos científicos da sonda através de manobras desta.

A CONTOUR herdou muito do seu desenho de outras missões tais como a Cassini, Stardust ou NEAR, e os seus instrumentos provinham de institutos e companhias de vários países. Ao longo da sua vida a sonda teria dois modos de funcionamento: Modo passivo, no qual o veículo encontrar-se-ia em velocidade de cruzeiro pelo Sistema Solar com uma rotação ligeira sobre o seu eixo longitudinal e com os seus instrumentos em estado de «hibernação»; Modo Activo, durante os encontros com os seus alvos e durante as passagens pela Terra, estando a sonda estabilizada nos seus três eixos espaciais e tendo os seus instrumentos em pleno funcionamento e o escudo de poeiras na direcção dos cometas.



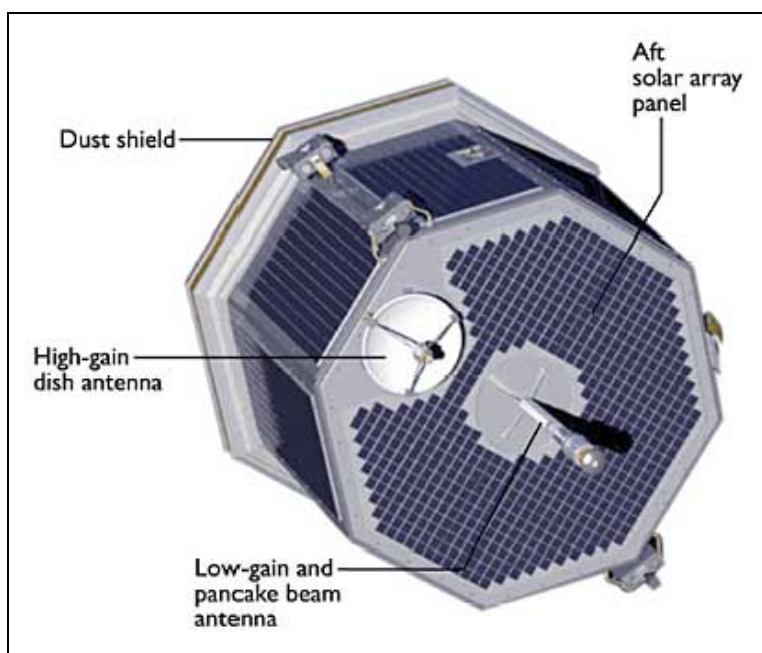
A sonda transportava quatro instrumentos científicos destinados ao estudo pormenorizado dos cometas:

- **CRISP – CONTOUR Remote Imager and Spectrograph.** Construído pelo *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*, o CRISP tinha um peso de 26,7Kg e combinava uma câmara de pequena angular com um espectrómetro de infravermelhos, podendo oferecer uma resolução de 4 metros por pixel. A câmara possuía dez filtros para estudo do núcleo com luz visível. Por seu lado o espectrómetro possuía uma resolução espacial três vezes superior á da câmara e cobria os comprimentos de onda entre os 780nm e os 2.500nm. O CRISP encontrava-se localizado na superfície lateral da sonda, estando assim protegido pelo escudo de impacto. A câmara deveria operar mantendo o núcleo do cometa no seu campo de imagem, guiando a fenda do espectrómetro através da superfície do cometa construindo assim um mapa de infravermelhos. As imagens mais detalhadas seriam obtidas segundos antes e após a sua aproximação máxima.

- **CFI – CONTOUR Forward Imager.** Também construído pelo *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*, o CFI tinha um peso de 9,7Kg e estava situado por

detrás do escudo de impacto obtendo as suas imagens através de uma abertura no escudo. O CFI deveria localizar o seu alvo e obter as suas imagens vários dias antes do encontro. As suas imagens seriam utilizadas pelas equipas de navegação do Controlo da Missão para orientar a sonda na sua melhor trajectória em direcção ao núcleo permitindo assim às equipas científicas a observação de fenómenos nas caudas dos cometas. Na fase de maior aproximação o CFI obteria imagens a cores do núcleo, por forma a observar os movimentos dos gases e jactos de poeiras, e imagens da cauda utilizando comprimentos de onda sensíveis à maioria dos gases ionizados. Em vez de apontar directamente para o cometa e para os gases, o CFI utilizaria um espelho montado na lateral de um cubo. Quando o espelho se encontrasse demasiado danificado pelo impacto das poeiras e partículas provenientes do cometa, o cubo rodaria para expor um novo espelho.

- **NGIMS – Neutral Gas and Ion Spectrometer.** Construído pelo Goddard Space Flight Center, Greenbelt – Maryland, o NGIMS tinha um peso de 13,5Kg e deveria medir a abundância de isótopos de gases neutrais e de diversos iões nas caudas dos cometas. As informações que seriam obtidas pelo NGIMS seriam combinadas com as medições provenientes do analisador de impacto de poeiras por forma a se obterem informações importantes sobre a composição básica dos núcleos e permitir assim aos cientistas o estudo das diferenças químicas entre os cometas.



- **CIDA – Comet Impact Dust Analyzer.** Construído pela von Hoerner & Sulger, GmbH, de Schwetzingen – Alemanha, tinha um peso de 10,5Kg e era uma cópia do mesmo instrumento instalado na sonda Stardust. Tinha como função analisar composição química das poeiras e grãos de gelo nas caudas dos cometas.

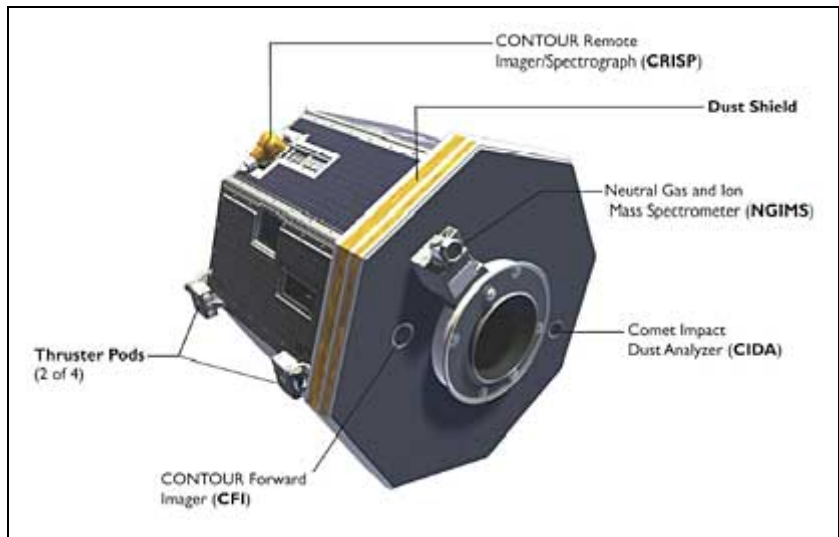
O escudo de impacto de poeiras destinava-se a proteger a CONTOUR das partículas libertadas por esses corpos celestes e que atingem velocidades da ordem dos 96.500 Km/h. O escudo tinha uma espessura de 25 cm e era composto por camadas de Nextel. As diferentes camadas de Nextel acabariam por destruir as partículas no impacto, enquanto de uma camada posterior de Kevlar iria absorver os detritos restantes.

Para o fornecimento de energia a CONTOUR estava equipada com painéis solares de GaAs (Gálio-Arsénio) que a 1UA¹ poderia desenvolver 670 watts (o fornecimento de energia dependia da distância ao Sol e do ângulo de irradiação). Por outro lado, uma bateria de NiCd (Níquel-Cádmio) armazenaria energia a ser utilizada em caso de emergência ou quando os painéis solares não conseguissem estar apontados para o Sol. De salientar que a CONTOUR poderia operar sem problemas até 1,3UA do Sol.

O sistema de propulsão da CONTOUR, e que acabou por ser o seu factor de fracasso, era composto por um motor de combustível sólido Star-30BP desenhado pela *ATK Tactical Systems – Elkton Operations*, Elkton – Maryland, uma divisão da *ATK Thiokol Propulsion*, Edina Minnesota. O Star-30BP, também designado TE-M-700-20, tem um peso bruto de 492Kg e sem combustível pesa 28Kg. Durante a missão da CONTOUR o Star-30BP seria utilizado uma única vez para injectar a sonda na trajectória que a levaria ao seu primeiro encontro no espaço. O Star-30 iria alterar a velocidade da sonda em 1.922 m/s, saindo a CONTOUR da órbita terrestre e entrando numa órbita heliocêntrica que a traria de volta à Terra a 15 de Agosto de 2002. Por outro lado, a CONTOUR estava equipada com um sistema de manobra de Hidrazina que seria utilizado para alterar a posição da sonda e que era composto por 16 pequenos motores separados por quatro módulos.

As comunicações com a CONTOUR seriam realizadas através da *Deep Space Network* (DSN) da NASA e a sonda estava equipada com um sistema de comunicações de banda-X com uma antena de alto ganho de 46cm e duas antenas de baixo ganho. A antena de alto ganho seria utilizada para transmitir e receber informações durante as fases de estabilização pelos seus três eixos espaciais. As antenas de baixo ganho seriam utilizadas durante as fases de órbita terrestre e durante as viagens entre os cometas.

De forma geral a CONTOUR tinha um comprimento de 1,8 metros e uma altura de 2,1 metros, tendo um peso total de 959Kg (387Kg – veículo e instrumentação; 492Kg – motor Star-30BP; 80Kg – Hidrazina). A aprovação para a construção da CONTOUR foi dada em Fevereiro de 2000 (*NASA Press-Release 00-26*).



O principal objectivo na missão de quatro anos da CONTOUR era a visita aos cometas Encke (12 de Novembro de 2003) e Schwassermann-Wachmann-3 (16 de Junho de 2006), podendo ainda incluir uma visita ao cometa d'Arrest em 2008 ou a um corpo ainda desconhecido caso fosse entretanto descoberto. A CONTOUR deveria passar a 99,78 Km do núcleo do cometa de Encke e a uma velocidade aproximadamente de 88.500Km/h. Após o encontro com o Encke, a sonda deveria regressar à Terra para utilizar a sua gravidade no dia 14 de Agosto de 2004 para alterar a sua trajectória e velocidade. A CONTOUR passaria a 39.588Km da Terra. Após a passagem pela Terra a CONTOUR deixaria o plano da eclíptica e entraria numa órbita que a traria novamente à Terra a 10 de

¹ UA – Unidades Astronómicas. Uma Unidade Astronómica é a distância média entre a Terra e o Sol que é equivalente a 150.000.000Km.

Fevereiro de 2005, passando desta vez a 215.614Km de distância. Um terceiro encontro com a Terra estava programado para o dia 10 de Fevereiro de 2006 quando, ao passar a 29.932Km do planeta receberia o impulso necessário para se dirigir ao encontro do cometa Schwassermann-Wachmann-3. A CONTOUR passaria a 201,16 Km ou a 297,72 Km do cometa, numa manobra ainda não totalmente programada. A missão da CONTOUR deveria terminar a 30 de Setembro de 2006, três meses após o encontro com o Schwassermann-Wachmann-3.

A CONTOUR foi lançada por um foguetão Delta-2 7425-9.5 na missão D292 (Delta 292). Este foi o 292º lançamento de um foguetão da série Delta desde 1960, sendo o 103º Delta 2 a ser utilizado. É também o 48º lançamento em série com sucesso desde 1997.

Os Delta são construídos pela Boeing em Huntington Beach, Califórnia. As diferentes partes do lançador são montadas em Pueblo, Colorado.

A CONTOUR foi colocada em órbita por um lançador Delta da versão 7425-9.5 de dois estágios auxiliados por quatro propulsores laterais na base do primeiro estágio. Os foguetões Delta são construídos em Huntington Beach, Califórnia, sendo a montagem final realizada em Pueblo, Colorado.

A versão 7425-9.5 é composta por quatro partes principais: o primeiro estágio (que inclui o motor principal e quatro propulsores laterais a combustível sólido), o interestágio (que faz a ligação física entre o primeiro e o segundo estágio), o segundo estágio e uma ogiva de 9,5 pés (2,9 metros) de diâmetro fabricada em materiais compósitos.

O Delta 2 7425-9.5 atinge uma altura de 38,4 metros e tem um diâmetro de 2,4 metros (sem entrar em conta com os propulsores sólidos na base). No lançamento tem um peso de 230.000 Kg e é capaz de desenvolver uma força de 359.340 Kgf. É capaz de colocar uma carga de 5.089 Kg numa órbita baixa a 185 Km de altitude ou então 1.818 Kg numa trajectória para a órbita geossíncrona.

Os quatro propulsores laterais TAS – *Thrust Augmented Solids*, são fabricados pela *Alliant Techsystems* e cada um pode desenvolver 45.500 Kgf no lançamento.

O primeiro estágio (Delta Thor XLT-C) tem um peso bruto de 13.064 Kg e um peso de 1.361 Kg sem combustível. Tem um comprimento de 26,1 metros e um diâmetro de 2,4 metros. Está equipado com um motor RS-27A que tem um peso de 1.091 Kg, um diâmetro de 1,1 metros e uma altura de 3,8 metros. No vácuo produz uma força de 107.500 Kgf, tendo um Ies de 302s e um tempo de queima de 274s. Consome LOX e querosene altamente refinado (RP-1). O RS-27A é construído pela *Rocketdyne*.

O segundo estágio do Delta 2 (Delta K) tem um peso bruto de 6.905 Kg e um peso de 808 Kg sem combustível, tendo um comprimento de 5,9 metros e um diâmetro de 1,7 metros. No vácuo o seu motor Aerojet AJ10-118K (com um peso de 98Kg, um diâmetro de 1,7 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 4.425 Kgf, tendo um Ies 318s e um tempo de queima de 444s. Consome N₂O₄ e Aerozine-50.

O Delta-2 pode ser configurado num lançador de dois ou três estágios consoante a necessidade dos satélites a colocar em órbita. A última versão do Delta-2, 7925, pode colocar 1.800 Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O Delta-2 pode ser lançado a partir do Cabo Canaveral (*Air Force Station*), plataformas SLC-17A e SLC-17B, e da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia, (plataforma SLC-2W). Na missão do D292 o Delta-2 7245-9.5 foi lançado a partir da plataforma SLC-17A. O *Space Launch Complex-17* (SLC-17) do Cabo Canaveral foi construído pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) para o desenvolvimento do míssil balístico de alcance intermédio (IRBM) Thor, tendo a construção das plataformas A e B sido iniciada em Abril de 1956. Em Setembro desse mesmo ano a Força Aérea ocupou parcialmente a plataforma SLC-17B, tendo o primeiro lançamento sido efectuado a 25 de Janeiro de



O primeiro e o segundo estágio do foguetão Delta-2 7425-9.5 na plataforma de lançamento SLC-17A do Cabo Canaveral, aguardam a chegada dos quatro propulsores laterais de combustível sólido que serão acoplados na parte inferior do primeiro estágio. Imagem: Boeing.

1957². A primeira modificação ao complexo SLC-17 teve lugar em 1960 por forma a suportar o lançamento de veículos derivados do Thor. Entre O início de 1960 e Dezembro de 1965 foram lançados 35 foguetões Delta a partir do complexo.

As plataformas foram transferidas para a NASA em 1965, pois para a USAF já não havia qualquer utilização militar para o complexo. Devido ao acidente do Challenger os lançamentos comerciais e militares foram na sua totalidade transferidos para os lançadores convencionais e em resultado a Boieng criou o lançador Delta-2. A USAF decidiu também transferir o lançamento dos seus satélites Navstar, anteriormente destinados a serem lançados pelo vaivém, para o novo Delta-2. O complexo SLC-17 foi escolhido como local de lançamento do Delta-2 e o complexo regressou novamente à responsabilidade da USAF em Outubro de 1988. O complexo teve de sofrer obras profundas com a instalação de novas plataformas de serviço, de um sistema hidráulico de elevação de cargas e de um sistema de armazenamento e fornecimento de hidrogénio líquido. A torre de serviço móvel do complexo teve de ver o seu tamanho aumentado em 3 metros por forma a acomodar o novo lançador. O primeiro lançamento do Delta-2 a partir do complexo (plataforma A) teve lugar a 14 de Fevereiro de 1989³.

A última modificação ao complexo finalizou em Outubro de 1997 e serviu para adaptar a plataforma B ao lançador Delta-3⁴. Assim, a plataforma B pode acomodar os lançadores Delta-2 e Delta-3.

No dia 29 de Junho de 2001 a sonda CONTOUR foi transferida dos laboratórios da *Johns Hopkins University* para o Centro Espacial Goddard da NASA, após a realização de testes de vibração e para a continuar a sua preparação para o lançamento com a realização de testes de rotação, testes acústicos, testes de vácuo e testes térmicos para simular as duras condições do espaço profundo. Nos laboratórios da *Johns Hopkins University* a CONTOUR foi submetida a testes de vibração durante 10 dias para se verificar a sua integridade estrutural.

Após a realização de todos os testes no Centro Espacial Goddard, a CONTOUR foi transportada para o Cabo Canaveral no dia 24 de Abril de 2002, no interior de um contentor de temperatura e humidade controladas. Chegada ao *Kennedy Space Center*, a sonda foi transportada para o *Spacecraft Assembly and Encapsulation Facility-2* (SAEF-2) onde foram iniciadas as preparações finais para o lançamento.

No dia 29 de Abril a equipa de integração e testes da CONTOUR levou a cabo um testes de performance para verificar o bom funcionamento de todos os sistemas do veículo. A 6 de Maio foi levado a cabo um teste de compatibilidade com a DSN, utilizando as instalações da rede MILA (*Merritt Island Spaceflight Tracking & Data Network Stations*), onde se verificou que a CONTOUR podia comunicar com a rede mundial de estações de rastreio operadas pelo *Jet Propulsion Laboratory*. A 13 de Maio iniciou-se uma simulação de voo que teve a duração de cinco dias e que novamente utilizou a rede MILA para ligar a sonda ao KSC com o Centro de Controlo de Operações da CONTOUR no *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*.

A 20 de Maio deram-se início aos preparativos mecânicos seguidos da instalação do motor Star-30 na CONTOUR e dos oito painéis de células solares. Seguiu-se um teste ao funcionamento dos painéis solares e um outro teste de balanço no qual a sonda foi colocada numa mesa de rotação. De seguida procedeu-se ao abastecimento de Hidrazina e à determinação do peso total e do centro de massa da sonda. Posteriormente procedeu-se a novo teste de balanço do veículo.

No dia 28 de Maio iniciou-se a verificação do primeiro estágio do Delta-2 antes deste ser colocado na Plataforma A do SLC-17 o que ocorreu no mesmo dia. Os quatro propulsores sólido foram acoplados ao primeiro estágio no dia 29 de Maio e o segundo estágio do Delta-2 foi colocado sobre o primeiro estágio no dia 31 de Maio. A ogiva de protecção da CONTOUR foi colocada numa sala estéril na torre de serviço da plataforma a 5 de Junho e um denominado *Simulation Flight Test* teve lugar a 13 de Junho. No dia seguinte procedeu-se a um ensaio de certificação da equipa de abastecimento de LOX da Boeing e à verificação do sistema de propulsão de oxigénio líquido.

A 17 de Junho procedeu-se no SAEF-2 à colocação da CONTOUR sobre um estágio (que consistiu num motor Star-48B da Thiokol) que actuará como um terceiro estágio do Delta-2 e no dia 19 de Junho, pelas 0715UTC a sonda iniciou a viagem de transporte para a plataforma SLC-17A onde chegou às 0930UTC. A CONTOUR foi colocada sobre o Delta-2 às 1250UTC. Nesta altura o lançamento da CONTOUR estava programado para ter lugar no dia 1 de Julho de 2002 às 0656:14UTC.

² O primeiro Thor a ser lançado desde o complexo SLC-17 tinha o número de série 101 e o lançamento resultou num fracasso com a explosão do míssil devido a um problema de contaminação do LOX que originou uma falha numa válvula do motor.

³ A plataforma utilizada foi a SLC-17A. O lançamento teve lugar às 1830UTC e o foguetão Delta-2 6925 (D184) colocou em órbita o satélite USA-35 / Navstar 2-1 GPS-14 (19802 1989-013A).

⁴ O primeiro lançamento do Delta-3 teve lugar a 27 de Agosto de 1998 e resultou num fracasso quando o foguetão Delta-3 (D3-1) não conseguiu colocar em órbita o satélite Galaxy-10.

No dia 21 de Junho procedeu-se ao teste final dos sistemas da CONTOUR antes do lançamento. O *Flight Program Verification* simulou as condições reais do lançamento testando os componentes eléctricos e a sequência de voo com os sistemas mecânico e eléctrico activados.

No dia 28 de Junho o lançamento da CONTOUR sofreu um adiamento devido à possível contaminação por pequenas partículas do painel solar superior da sonda durante a instalação da ogiva de protecção do Delta-2. Devido à necessidade de se compreender a causa da contaminação e de que tipo de partículas se tratava, o Controlo da Missão decidiu adiar o lançamento da CONTOUR para o dia 3 de Julho às 0747:41UTC. O lançamento foi adiado por dois dias porque caso a sonda fosse lançada no dia 2 de Julho teria de executar uma manobra orbital que iria consumir grande quantidade de combustível.

No dia 30 de Junho foi decidido prosseguir com os preparativos para o lançamento da CONTOUR pois chegou-se à conclusão que as partículas encontradas na sonda não representariam qualquer problema para a missão. No entanto foi decidido limpar o painel solar em questão sem haver a necessidade de se remover a ogiva de protecção do Delta-2. Caso fosse decidido proceder à remoção da ogiva de protecção do foguetão lançamento seria adiado por mais alguns dias (a janela de lançamento da CONTOUR estendia-se até 25 de Julho). O abastecimento do combustível armazenável no Delta-2 foi iniciado na manhã do dia 30 de Junho tendo terminado no dia 1 de Julho.

Finalmente a contagem decrescente foi iniciada às 2000UTC do dia 2 de Julho e às 2330UTC iniciou-se o abastecimento de RP-1 (Querosene altamente refinado) no primeiro estágio do lançador. De salientar que o Delta-2 encontra-se simplesmente apoiado sobre a plataforma de lançamento e que o peso extra do RP-1 é mais um factor de estabilidade do foguetão que por vezes balanceia suavemente em dias de ventos no Cabo Canaveral ou na Base de Vandenberg.

Às 0120UTC do dia 3 de Julho iniciou-se a remoção da torre de serviço da plataforma SLC-17A. A *Terminal Countdown* foi iniciada às 0347UTC (T-150m) e plataforma foi desimpedida de todo o pessoal. O abastecimento de LOX a -183,33°C no primeiro estágio do lançador iniciou-se às 0502UTC.

Às 0506UTC verificava-se que as condições atmosféricas na área da plataforma de lançamento impediam que este tivesse lugar, mas os oficiais de USAF que analisavam os sistemas atmosféricos sobre o Cabo Canaveral informaram que o estado do tempo iria melhorar a tempo da hora marcada para a ignição do Delta-2.

Enquanto se procedia ao abastecimento de oxigénio líquido no primeiro estágio dava-se a activação do sistema de orientação do Delta-2 às 0510UTC.

Nesta altura da contagem decrescente verificava-se um vento de oeste com uma força de 4,34 Km/h a 8,68 Km/h, uma temperatura de 22,2°C e uma humidade relativa de 97%, sendo a possibilidade de um aguaceiro ou trovoadas no local da plataforma de lançamento o principal factor para existir uma possibilidade de 30% para que as condições atmosféricas violassem os critérios de lançamento.

Os testes de balanço dos escapes dos motores do primeiro e segundo estágio do Delta-2 foram concluídos com êxito às 0554UTC e às 0557UTC (T-20m) a contagem decrescente entrava numa paragem de 20 minutos destinada a que as equipas de controlo pudessem resolver algum problema que entretanto tivesse surgido ou então retomar as operações que por ventura se possam ter atrasado no decorrer da contagem decrescente. A contagem decrescente foi retomada às 0617UTC (T-20m) sem qualquer problema a afectar o lançamento da CONTOUR e com as condições atmosféricas a melhorarem sobre a plataforma SLC-17A.

Às 0624UTC procedeu-se à verificação do sistema de autodestruição do lançador que seria utilizado caso surgisse algum problema na fase inicial do lançamento e às 0629UTC iniciava-se o encerramento da condução de ventilação do tanque de combustível primeiro estágio e seguiu-se a sua pressurização. Os dispositivos de segurança do terceiro estágio e da CONTOUR foram também ramados. Às 0631UTC as condições atmosféricas presentes sobre o Cabo Canaveral ainda permitiam o lançamento da CONTOUR.



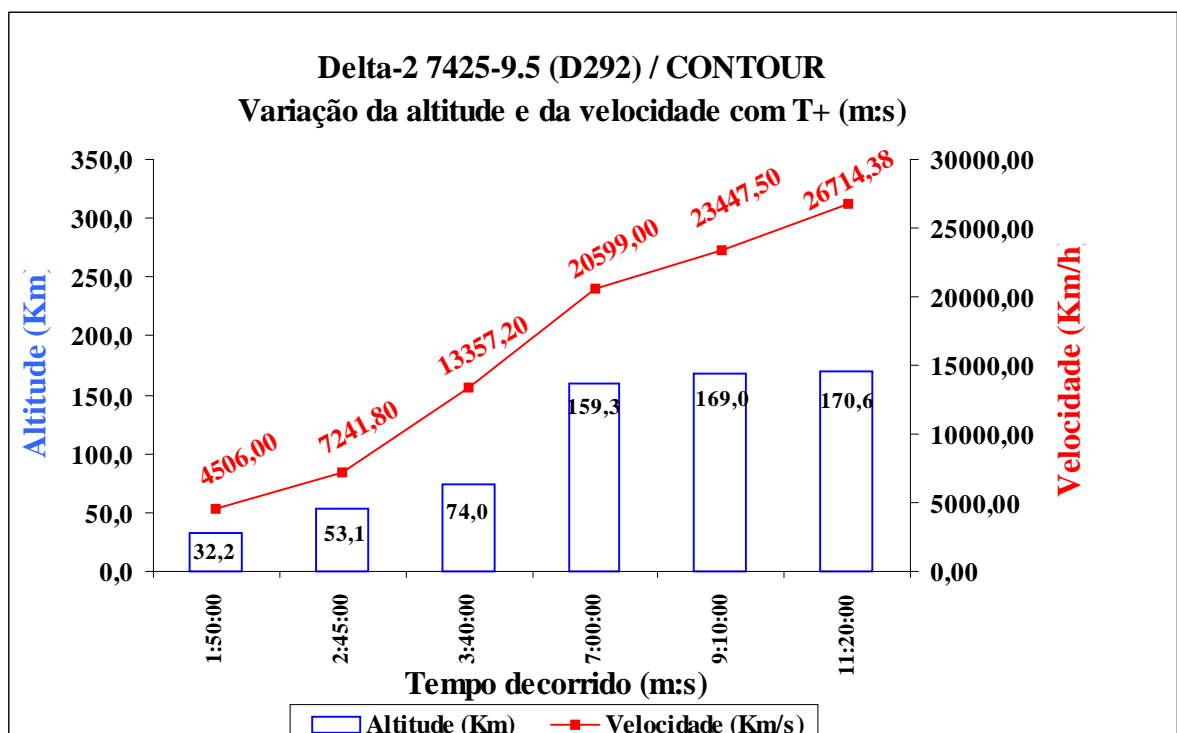
A contagem decrescente prosseguiu até às 0633UTC (T-4m) altura em que se deu uma nova paragem na contagem com uma duração de 10m41s. A condições atmosféricas tornaram-se aceitáveis para o lançamento às 0635UTC. Às 0640UTC a CONTOUR iniciava a utilização das suas bateria internas para o fornecimento de energia e a contagem decrescente era retomada às 0646UTC, entrando-se assim na fase final do lançamento. Os dispositivos de destruição foram armados às 0644UTC.

Às 0645UTC (T-2m) a sonda CONTOUR era declarada pronta para o lançamento e procedia-se ao encerramento das condutas de ventilação do tanque de LOX do segundo estágio em preparação da sua pressurização. Até à hora da ignição foram avistadas baforadas de vapor a sair de uma válvula de pressão enquanto que a pressão no interior do tanque de LOX se estabilizava. A T-90s (0646UTC) o director da missão, Rich Murphy, dava a sua aprovação final para o lançamento. A T-1m (0646UTC) o *Range Safety Officer* dava luz verde para o lançamento e a bomba hidráulica do segundo estágio iniciava a utilização da energia interna após se verificar que a pressão no interior do tanque de combustível era aceitável.

A T-30s os sistemas hidráulico e eléctrico estavam apostos e a T-2s entravam em ignição os dois motores vernier e o motor principal do Delta-2. A ignição dos quatro propulsores de combustível sólido entraram em ignição a T=0s às 0647:41,366UTC. A T+20s (0648:01UTC) o lançador já o lançador se havia orientado para a sua trajetória ideal dirigindo-se para Este do cabo Canaveral.

Lançamento do Delta-2 7245-9.5 (D292) que colocou em órbita a sonda CONTOUR no dia 3 de Julho de 2002. Imagem: Boeing.

A T+30s (0648:11UTC) os quatro propulsores sólidos do Delta-2 passavam o período de máxima força e a T+50s (0648:31UTC) o lançador passava a zona de máxima pressão dinâmica. A separação dos quatro propulsores de combustível sólido deu-se às 0648:46UTC (T+1m5s) após o final da sua queima. A T+1m50s (0649:31UTC) o Delta-2 viajava a uma velocidade de 4.506 Km/h, a uma altitude de 32,2 Km e encontrava-se a 59,54 Km do Cabo Canaveral.



O final da queima do primeiro estágio (MECO) dava-se às 0652:11UTC (T+4m30s) separando-se de seguida. A ignição do segundo estágio acontecia a T+4m40s (0652:21UTC). A ogiva de protecção da CONTOUR separava-se do segundo estágio às 0652:41UTC (T+5m). Às 0653:01UTC (T+5m20s) a CONTOUR já se encontrava a 637,28 Km do Cabo Canaveral e a uma altitude de 122,31 Km.

A estação de rastreio de Antígua começou a receber a telemetria do lançador às 0655:11UTC (T+7m30s). O final da primeira queima do segundo estágio (SECO-1) teve lugar a T+11m40s (0659:21UTC) tendo o Delta-2 e a CONTOUR atingido uma órbita preliminar em torno na Terra com os seguintes parâmetros: apogeu 171,39 Km, perigeu 160,61 Km e inclinação orbital de 29,7° em relação ao equador terrestre. A estação de Antígua deixou de receber o sinal do Delta-2 aos T+15m (0702:41UTC) e os sinais da sonda só voltaram a ser recebidos quando esta entrou no alcance da estação de rastreio de Darwin e de Weipa, ambas na Austrália.

O segundo estágio do Delta-2 entrou novamente em ignição aos T+58m30s (0746:11UTC) e teve uma duração de 4s, servindo para elevar a altitude da órbita inicial da CONTOUR que ficou assim com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 268,27 Km, perigeu 160,45 Km e inclinação orbital de 29,7°. A separação do segundo estágio teve lugar às 0747:08UTC (T+59m27s), permitindo assim a ignição do motor de combustível sólido Star-48B às 0747:47UTC (T+1h0m6s). Esta queima teve a duração de 1m26s e terminou às 0748:43UTC (T+1h1m32s). A separação do Star-48B teve lugar às 0751:11UTC (T+1h3m30s) e a CONTOUR ficou numa órbita terrestre com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 112.651 Km, perigeu 185,07 Km e uma inclinação orbital de 29,7°. Após a separação a primeira estação de rastreio a receber os sinais da CONTOUR foi a estação de Goldstone, Califórnia, e os dados recebidos indicaram que a sonda se encontrava em bom estado.

A CONTOUR permaneceu nesta órbita até ao dia 15 de Agosto altura em que pelas 0849UTC se deu a ignição do motor Star-30BP perto do perigeu orbital sobre o Oceano Indico. Os controladores da missão não se encontravam em contacto com a sonda quando se deu a ignição do motor de combustível sólido, mas esperavam obter o contacto com a sonda por volta das 0935UTC. Nas horas seguintes começou uma busca frenética pela sonda e várias hipóteses foram colocadas para explicar o silêncio da CONTOUR entre as quais a possibilidade de se ter dado a ignição do Star-30 mas que tenha resultado numa trajectória completamente diferente da que se pretendia, ou então que a sonda tivesse entrado num modo de segurança devido a um problema não especificado, ou ainda então que o motor tivesse explodido.

Os piores receios foram confirmados quando o Observatório de Kitty Peak, utilizado pelo Spacewatch para a detecção de asteróides, registou a 16 de Agosto a imagem de dois ou três corpos no local onde a sonda poderia se encontrar. Os esforços da equipa de controlo ao enviar sinais para a sonda por forma a que esta utilizasse diferentes sistemas de transmissão bem como diferentes antenas, foram em vão.

Os esforços para receber qualquer sinal da sonda duraram por nove dias, altura em que foram reduzidos. Porém, continuarão até meados de Dezembro a escutar por sinais da CONTOUR em períodos de oito horas por dia, abandonando-se a observação após esse mês.

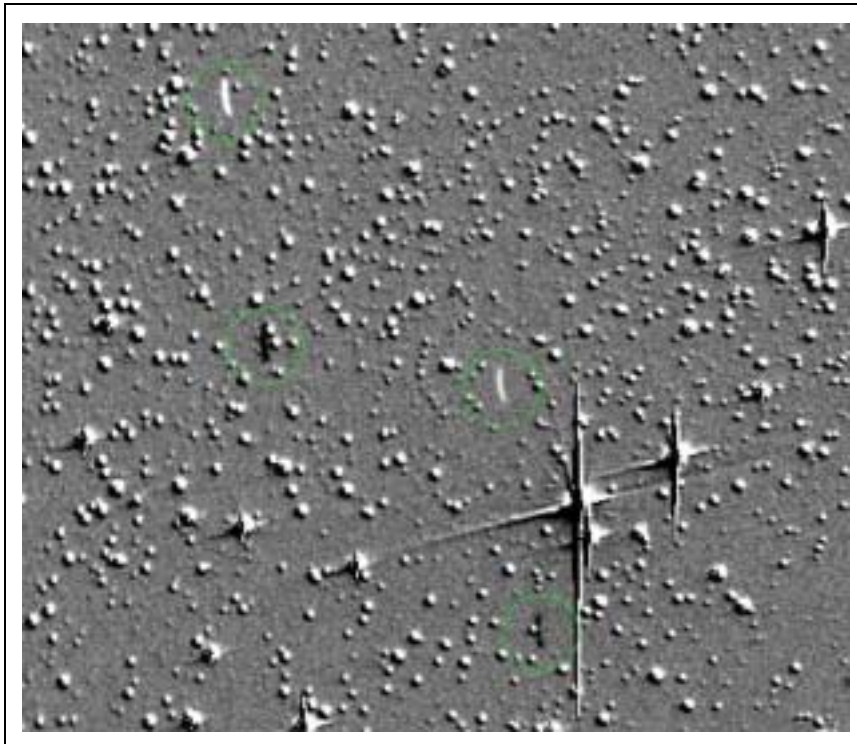
A NASA decidiu nomear uma comissão de inquérito às causas do desaparecimento da CONTOUR, pois várias questões precisam de ser esclarecidas entre os quais três que são considerados decisivos:

- Primeiro, o facto da sonda se encontrar fora do alcance das comunicações com o controlo da missão no momento da ignição do motor Star-30BP, faz com que seja muito difícil se encontrar uma explicação para o ocorrido.
- Segundo, a possibilidade que uma causa desconhecida possa estar relacionada com negligência ou má gestão do programa e testes a nível do *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*.
- Terceiro, o facto da falha ter ocorrida numa altura em que a missão "New Horizons" para Plutão do *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*, e que baseia largamente na CONTOUR, se encontra num momento chave da sua luta por um apoio de última hora por parte do Congresso dos Estados Unidos contra a opinião da NASA e da Casa Branca.

Uma das hipóteses levantadas para o fracasso da CONTOUR foi o facto de o motor Star-30BP estar alojado no interior da própria sonda. Caso a protecção térmica interior e o programa de testes tenha sofrido alguma falha, o calor gerado pelo motor de combustível sólido seria o suficiente para aumentar a temperatura do tanque de Hidrazina, fazendo-a explodir. Apesar desta possibilidade ter sido considerada mesmo na fase de testes da CONTOUR, o *Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory* demonstrou que em caso de falha da protecção térmica o calor libertado pelo motor demoraria quase uma hora a se espalhar pelo veículo e que a temperatura na CONROUT nunca se elevaria a mais de 20°C, o que não é suficiente para fazer explodir a Hidrazina. Isto é uma indicação de que a explosão se possa ter dado no interior do próprio Star-30BP.

Porém, a fiabilidade destes motores é elevada. O Star-30BP é utilizado desde 1984 com somente duas falhas em 86 utilizações. Nunca se verificou que os motores Star se tenham deteriorado após uma exposição prolongada às

duras condições do espaço exterior. Parece também estranho o facto de a explosão se ter dado já quase no final da queima quando a pressão no interior do motor começa a diminuir. No entanto vale a pena fazer uma análise deste aspecto. Tem-se verificado que alguns motores de combustível sólido explodem no final da sua queima como aconteceu no caso do Syncom-1 (00553 1963-004A) lançado a 14 de Fevereiro de 1963⁵ e da sonda lunar Surveyor-4 (02875 1967-068A) lançada a 14 de Julho de 1967⁶ e que perdeu o contacto com o controlo da missão quando os instrumentos indicavam que o motor Star-37 se encontrava a perder força a 2s do momento do final da queima. Neste caso o Star-37 deveria deixar a sonda numa órbita lunar.



Nesta imagem do céu nocturno são assinalados os possíveis destroços da sonda CONTOUR. Esta imagem foi obtida poucos dias depois da altura em que o motor Star-30BP deveria Ter colocado a sonda numa trajectória que a levaria ao encontro de dois cometas que percorrem o Sistema Solar. Imagem: The Spacewatch Project.

a 3 de Janeiro de 1999, e Mars Climate Orbiter (25571 1998-073A).

A CONTOUR recebeu a Designação Internacional 2002-034A e o número de catálogo orbital 27457.

A explicação para este facto é que a força de um motor de combustível sólido começa a diminuir quando o seu combustível foi completamente consumido até à parede da câmara de combustão do motor em muitas zonas, deixando qualquer resíduo de combustível isolado firmemente ligado à parede até que se consome completamente. Porém, se alguma parte se solta pode ser imediatamente expulso para o escape do motor criando um crescente de pressão no interior do motor, destruindo-o. Por esta razão os motores de combustível sólido são cuidadosamente radiografados durante a fase de montagem por forma a eliminar a possibilidade da existência de falhas na junção entre o combustível sólido e a parede interior do motor, no entanto ocasionalmente algumas falhas podem passar despercebidas.

O fracasso da CONTOUR vem engrossar a lista das sondas espaciais que nunca atingiram o seus objectivos. Os últimos fracassos com uma sonda tinham-se registado com as sondas Mars Polar Lander / Deep Space 2 (25605 1999-001A), lançada

⁵ O Syncom-1 foi colocado em órbita por um foguetão Thor Delta B (n.º 358 / D16) a partir da plataforma LC-17B do Cabo Canaveral.

⁶ A Surveyor-4 foi colocada em órbita por um foguetão Atlas-Centaur LV-3C (Atlas LV-3C n.º AC-11 / Centaur-D n.º 291D) a partir da plataforma LC-36A do Cabo Canaveral.

05 de Julho – Ariane-5G (V153 “Ville de Charleroi”) / Steliat-5; N-Star c

A oitava missão da Arianespace no ano de 2002 decorreu no dia 5 de Julho de 2002, quando o segundo foguetão Ariane-5G deste ano colocou em órbita o satélite europeu Steliat-5 e o satélite japonês N-Star c (rebaptizado N-Star-6 após ser colocado em órbita terrestre). O lançamento teve lugar às 2322UTC a partir da plataforma ELA-3 da base de Kourou, Guiana Francesa.



O Steliat-5 (imagem à esquerda; cortesia Arianespace) é um satélite baseado na plataforma Spacebus 3000-B3 e foi construído pela Alcatel Space, Cannes – França. No lançamento tinha um peso de 4.100Kg e a sua vida útil deverá ter uma duração de 15 anos em órbita terrestre. Colocado na órbita geostacionária a 5° longitude Oeste, o Steliat-5 está equipado com 35 repetidores em banda-Ku e 10 repetidores em banda-C, operando nas frequências 10,95GHz a 12,75GHz (banda-Ku) e 3,6GHz a 4,2GHz (banda-C). Por outro lado, a largura de banda atingida pela banda-Ku é de 36MHz e pela banda-C é de 36MHz e 72MHz.. Os seus painéis solares estendem-se por 37 metros de comprimento. O Steliat-5 irá servir a Europa, África, Oriente Médio e alguns mercados americanos. O satélite é um projecto conjunto da France Telecom e da Europe*Star

O satélite N-Star c (imagem à direita; cortesia Arianespace) foi construído pela Orbital Sciences Corporation e pela Lockheed Martin para a NTT Mobile Communications Network (NTT DoCoMo). O N-Star c tinha um peso no lançamento de 1.625Kg estando equipado com canais em banda-S e em banda-C. Tem uma estabilização ao longo dos seus três eixos com um erro de orientação de $\pm 0,1^\circ$. A sua vida útil em órbita é de 10 anos, no entanto o seu tanque de Hidrazina tem uma capacidade para 12 anos em órbita.

Esta foi a 12ª missão do lançador europeu Ariane-5G que neste voo foi baptizado em homenagem à *Ville de Charleroi*, querendo a Arianespace dedicar cada voo do Ariane-5G às cidades nas quais são fabricados componentes do sistema deste lançador. O Ariane-5G 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 123s. Os propulsores laterais 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-5G, 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-5G, 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. Consumindo N₂O₄/UDMH, o L7 é construído pela empresa alemã MBB.

Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
V112	Ariane 5G (L503)	21-10-1998	16:37:21	ARD (98-59B); Maqsat-3 (98-59A/25503)
V119	Ariane 5G (L504)	10-12-1999	14:32:07	XMM (99-66A/25989)
V128	Ariane 5G (L505)	21-03-2000	23:28:00	Asiastar (00-16A/26107); Insat-3B (00-16B/26108)
V130	Ariane 5G (L506)	14-09-2000	22:54:00	Astra-2B (00-54A/26494); GE-7 (00-54B/26495)
V135	Ariane 5G (L507)	16-11-2000	1:07:00	PAS-1R (00-72A/26608); Oscar-40 (00-72B/26609); STRV-1c (00-72C/26610); STRV-1d (00-72D/26611)
V138	Ariane 5G (L508)	20-12-2000	0:26:00	Astra-2D (00-81A/26638); GE-8 (00-81B/26639); LDREX (00-81C/26640)
V140	Ariane 5G (L509)	08-03-2001	22:51:00	Eurobird-1 (01-011A/26719); BSat-2a (01-011B/26720)
V142	Ariane 5G (L510)	12-07-2001	21:58:00	Artemis (01-29A/26863); BSat-2b (01-29B/26864)
V145	Ariane 5G (L511)	01-03-2002	1:07:59	Envisat (02-009A/27386)
V135	Ariane 5G (L512)	05-07-2002	23:22:00	Stellat-5 (00-035A/27460); N-Star c (00-035B/27461)



O foguetão Ariane-5G (V153 Ville de Charleroi) é transportado para o edifício de montagem final a 18 de Junho. Imagem: Arianespace.

As preparações para a missão V153 iniciaram-se a 22 de Abril com a chegada do satélite Stellat-5 a Kourou. O Stellat foi abastecido com o seu combustível de manobra nos dias 10 e 11 de Maio, e no dia 13 de Maio o veículo foi armazenado até ao dia 9 de Junho aguardando os passos seguintes na preparação do satélite N-Star c. A 21 de Maio o gigantesco estágio criogénico do Ariane-5G foi retirado do seu contentor de transporte e elevado por um guindaste no interior do edifício de integração em Kourou, sendo colocado sobre a plataforma móvel de lançamento. A acoplagem dos propulsores laterais deu-se a 22 e 23 de Maio. No dia 27 de Maio foi colocado sobre o conjunto o segundo estágio do Ariane-5G, seguido nesse mesmo dia pela colocação do módulo de controlo de equipamento.

O lançador foi transportado para o edifício de montagem final no dia 18 de Junho onde iriam ser colocados os dois satélites a serem lançados nesta missão. No dia 18 de Junho chegava a Kourou o satélite N-Star c, iniciando-se o seu abastecimento no dia 24 de Junho. No dia 26 de Junho o satélite Stellat-5 foi colocado sobre o adaptador de carga Sylda e no dia 28 foi a vez do N-Star c ser colocado sobre o segundo estágio do lançador. A 29 de Junho o conjunto constituído pelo Stellat-5/Sylda foi colocado sobre o N-Star c e sobre o segundo estágio do Ariane. O N-Star c ficou assim no interior do adaptador Sylda. O sistema de controlo de atitude do segundo estágio do Ariane-5G foi abastecido com combustível no dia 1 de Julho e no dia 2 foi feito o abastecimento dos tanques de combustível desse mesmo estágio com Hidrazina Monometil e Tetróxido de Nitrogénio.

O ensaio final para o lançamento foi levado a cabo no dia 2 de Julho e no dia seguinte os oficiais encarregues do controlo do lançamento levaram a cabo uma revisão de prontidão para o voo dando luz verde para este prosseguir. O Ariane-5G já com a sua carga foi transportado desde o edifício de montagem final para a plataforma ELA-3 no dia 4 de Julho.

Às 1151UTC do dia 5 de Julho procedeu-se ao início da contagem decrescente e às 1551UTC fez-se uma verificação ao sistemas eléctricos do lançador. O início do abastecimento de hidrogénio líquido e de oxigénio líquido deu-se às 1801UTC e às 2001UTC foram introduzidas pequenas quantidades de combustível no motor Vulcain por forma a condicioná-lo para o lançamento. Uma última verificação de todas as ligações com o foguetão teve lugar às 2206UTC, sendo verificados os sistemas de telemetria, detecção e comando.

Os símbolos que identificam os dois satélites que foram transportados na missão V153, adornam a ogiva de protecção dos satélites. Denominando este lançador “Ville de Charleroi”, a Arianespace inicia uma homenagem às cidades que contribuem para o sucesso deste foguetão. Na imagem em baixo, o Ariane já colocado na plataforma ELA-3. Imagens: Arianespace.



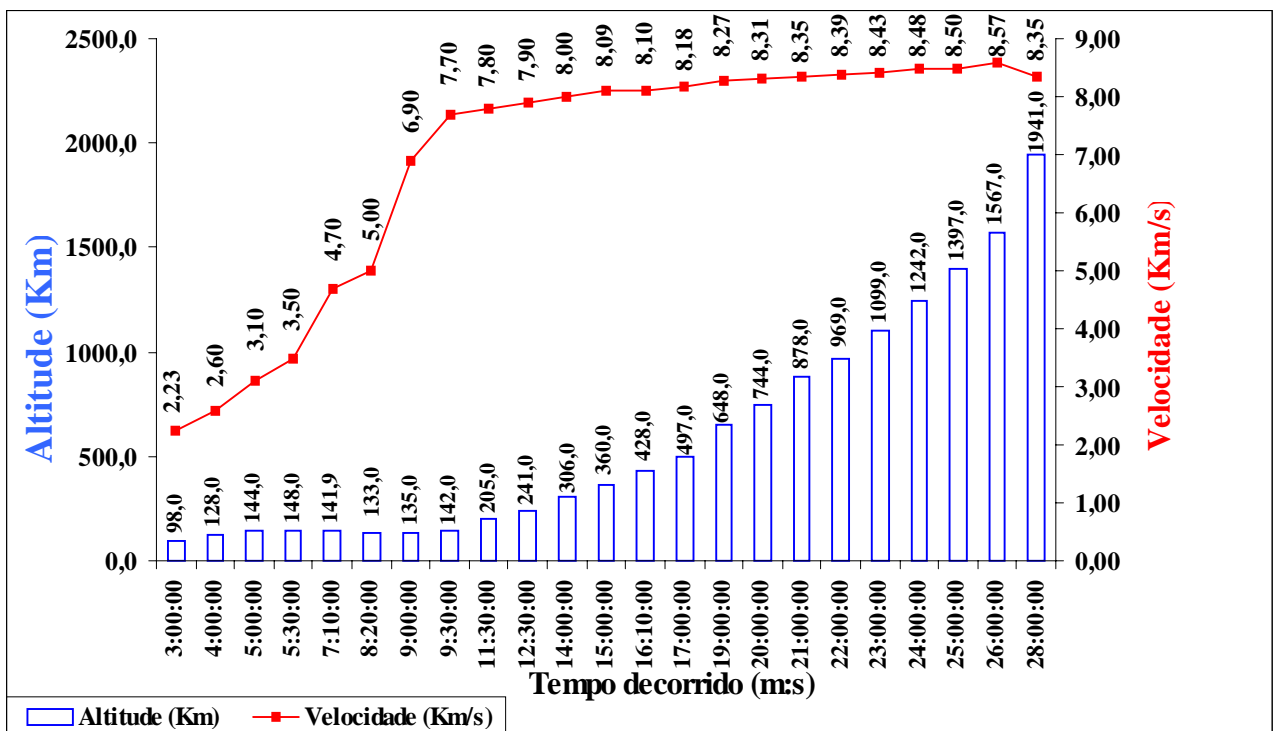
A chamada “Sequência Sincronizada” iniciou-se a T-7m (2315UTC) indicando assim que a fase final da contagem decrescente é controlada por computadores que preparam o lançador e os sistemas terrestres para o lançamento. Nesta fase a contagem decrescente é controlada por dois computadores, estando um localizado no Ariane e outro no complexo de lançamento ELA-3. Às 2318UTC iniciava-se a pressurização dos tanques de combustível criogénico do primeiro estágio e os dispositivos pirotécnicos no Ariane eram armados. A pressurização dos tanques demorou aproximadamente 1 minuto e a hora do lançamento era introduzida no computador do lançador às 2319UTC (T-3m).



O Ariane-5G começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia às 2321UTC (T-40s) e a T-37s iniciava-se a sequência automática de ignição. O sistema de supressão de ondas de choque sónicas utilizando toneladas de água que foram descarregadas na plataforma, foi activado a T-30s e a T-22s o controlo do lançamento passava para o computador do Ariane-5G.

A T-18s (2321UTC) o motor Vulcain encontrava-se já pronto para a ignição. A T-7s entrava em funcionamento o sistema de queima de hidrogénio residual por forma a queimar qualquer acumulação de gás junto do motor. A T-3s os dois sistemas de controlo inercial entravam em modo de voo e a ignição do Vulcain dava-se às 2322UTC. Os propulsores laterais de combustível sólido entravam em ignição a T+7,3s após se verificar que não existia qualquer problema com a ignição do Vulcain ou com os sistemas do lançador.

Após se elevar da plataforma ELA-3 o Ariane-5G executou uma manobra de rotação que o colocou numa trajectória em direcção a Este. A separação dos dois propulsores laterais deu-se às 2324UTC (T+2m30s). De recordar que este dois propulsores fornecem 90% da força inicial no lançamento. A T+3m (2325UTC) o Ariane-5G encontrava-se a uma altitude de 98 Km e viajava a uma velocidade de 2,23 Km/s. A separação da ogiva de protecção dos dois satélites separou-se às 2325UTC (T+3m30s) e às 2327UTC (T+5m) o lançador atingia uma altitude de 144 Km, viajando a uma velocidade de 3,1 Km/s. Conforme se pode observar no gráfico que representa a evolução da altitude atingida pelo Ariane-5G em relação à sua velocidade, o lançador não ganhou muita altitude entre T+5m e T+9m30s. Executando esta manobra o lançador consegue assim aumentar a sua energia cinética, aumentando a sua velocidade de $v=3,1$ Km/s para $v=7,8$ Km/s.



Este gráfico (elaborado com dados fornecidos pela Arianespace) representa a evolução do voo da missão V153 no que diz respeito à variação de altitude e velocidade com o tempo (T+). No gráfico da altitude é bem visível a fase do voo na qual o veículo não ganha altitude mas que por sua vez aumenta a velocidade como é visível no gráfico a vermelho. Os pontos a vermelho representam os dados fornecidos pela Arianespace e a ligação entre pontos é feita pelo próprio *software* de gráficos e não representa a verdadeira evolução da velocidade. Imagem: Rui C. Barbosa.



Lançamento do Ariane-5G (V153) que colocou em órbita os satélites Stelat-5 e N-Star c, no dia 5 de Julho de 2002. Imagem: SPACE.com/Arianespace TV.

A estação de rastreio em Natal, Brasil, começou a captar a telemetria do Ariane às 2330UTC (T+8m20s). O final da queima do primeiro estágio e a sua separação, seguida da entrada em ignição do segundo estágio ocorrem às 2332UTC (T+10m) com o lançador a ganhar novamente altitude. A estação de rastreio da Ilha de Ascensão começa a captar os sinais do Ariane às 2334UTC (T+12m30s) seguido da estação de rastreio de Malindi, Quênia, às 2344UTC (T+22m), estando nesta altura o lançador a uma altitude de 969 Km e a viajar a uma velocidade de 8,39 Km/s.

O final da queima do segundo estágio teve lugar às 2348UTC (T+26m30s). Nesta fase do voo o Ariane-5G havia atingido uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 35.855 Km, perigeu 578,9 Km e inclinação orbital de 5,49° em relação ao equador terrestre, estando dentro dos parâmetros aceitáveis. De seguida o estágio superior do Ariane-5G executou uma

manobra de orientação em preparação da separação do Stelat-5. O satélite entrou numa ligeira rotação por forma a ajudar à sua estabilização e acabou por se separar do Ariane às 2351UTC (T+29m50s).

Após a separação do Stelat-5 deu-se a separação do adaptador Sylta às 2353UTC (T+32m50s) podendo agora ocorrer a separação do N-Star c. Antes da separação, o N-Star c entrou numa ligeira rotação para se estabilizar e a separação teve lugar às 2359UTC (T+37m). O satélite acabou por atingir a órbita geossíncrona no dia 15 de Julho de 2002 após executar uma série de manobras orbitais para elevar o seu perigeu.

O Stelat-5 recebeu a Designação Internacional 2002-035A e o número de catálogo orbital 27460, enquanto que o N-Star c recebeu a Designação Internacional 2002-035B e o número de catálogo orbital 27461.

08 de Julho – 11K65M Kosmos-3M

Cosmos 2390; Cosmos 2391

O 36º lançamento orbital do ano foi realizado por um foguetão 11K65M Kosmos-3M que colocou em órbita dois satélites para o Ministério Russo da Defesa. O lançamento ocorreu às 0735:41UTC do dia 8 de Julho a partir da Plataforma 1 do Complexo 133 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, Rússia. Este foi o 1.476º lançamento orbital realizado desde o Cosmódromo de Plesetsk.

A informação disponível acerca desta missão é extremamente escassa e não se encaixa nos parâmetros habituais dos lançamentos deste tipo. Os satélites colocados em órbita são do tipo 17F13 Strela-3 (à direita numa representação artística de um satélite em órbita; Imagem: arquivo fotográfico do autor) utilizados para comunicações militares. São fabricados pela empresa NPO Prikladnoy Mekhaniki (NPO-PM) e têm um peso de 225 Kg. Usualmente estes satélites eram colocados em órbita pelo foguetão 11K68 Tsyklon-3 de fabrico ucraniano, no entanto a utilização de um 11K65M Kosmos-3M neste lançamento parece indicar que o Ministério da Defesa Russo quer deixar de utilizar os lançadores da Ucrânia para proceder á colocação em órbita dos seus satélites⁷. Os satélites do tipo



⁷ A última utilização do 11K68 Tsyklon-3 para colocar satélites deste tipo em órbita ocorreu a 28 de Dezembro de 2001 quando foram colocados em órbita os satélites Cosmos 2384 (27055 2001-058A), Cosmos 2385 (27056 2001-058B), Cosmos 2386 (27057 2001-058C), Gonets D1-10 (27058 2001-058D), Gonets D1-11 (28059 2001-058E) e Gonets D1-

17F13 Strela-3 foram pela primeira vez colocados em órbita no dia 15 de Janeiro de 1985 (Cosmos 1617 a Cosmos 1622 / 15469 a 15474 / 1985-003A a 1985-003F) por um foguetão 11K68 Tsyklon-3 a partir do Complexo LC32 do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk.

Após atingirem a órbita terrestre os satélites foram batizados com os nomes Cosmos 2390 (Strela-2 n.º 132) e Cosmos 2391 (Strela-3 n.º 131). Os satélites ficaram colocados numa órbita com os seguintes parâmetros: apogeu 1.505 Km, perigeu 1.465 Km e inclinação orbital de 82,5° em relação ao equador terrestre. Estes dados orbitais são distintos dos valores anteriormente alcançados por satélites deste tipo e que tinham um apogeu de 1.390 Km e um perigeu de 1.415 Km, isto é um pouco mais baixas do que a órbita atingida pelos Cosmos 2390 e Cosmos 2391.



Imagem de arquivo de um foguetão 11K65M Kosmos-3M. Este é um dos veículos mais fiáveis da frota de lançadores disponíveis com uma taxa de sucesso de 95,74%. Imagem: PO-Polyot.

Este foi o 610º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961. Este foi o 423º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M, sendo o 405º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,74%. Os 11K65M Kosmos-3M são construídos pela Associação de Produção Polyot (PO-Polyot), sendo originalmente desenhados pelo Bureau de Desenho de Yangel (agora Bureau de Desenho Yuzhnoye) e pela Associação de Produção Científica Prikladnoi Mekhaniki (Mecânica Aplicada).

O primeiro foguetão da família Kosmos foi lançado a 27 de Outubro de 1961. Nesse dia um foguetão Kosmos 63S1 Cosmos 2I tinha como missão colocar em órbita o satélite DS-1 n.º 1 mas no entanto o lançamento fracassou. O primeiro lançamento com sucesso deu-se a 16 de Março de 1962, com a colocação em órbita do satélite Cosmos 1 (00266 1962-008A) desde o silo Mayak-2 no Cosmódromo GTsP-4 Kapustin Yar, por um foguetão Kosmos 63S1 Kosmos 2I (n.º 6LK). O primeiro lançamento de um 11K65M Kosmos-3M teve lugar a 15 de Maio de 1967 com a colocação em órbita do satélite Cosmos 158 Tsyklon GVM (02801 1967-045A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk (LC132).

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
1998-072	10-Dez-98	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132	Nadezhda-5 (25567 1998-072A) Astrid-2 (25568 1998-072B)
1998-076	24-Dez-98	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132	Cosmos 2361 (25590 1998-076A)
1999-022	28-Abr-99	11K65M Kosmos-3M (65036-413)	GTsP-4 Kapustin Yar	LC107	ABRIXAS (25721 1999-022A) Megsat-0 (25722 1999-022B)
1999-045	26-Ago-99	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132-1	Cosmos 2366 (25892 1999-045A)
2000-033	28-Jun-00	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132-1	Nadezhda-6 (26384 2000-033A) Tsingua (26385 2000-033B) SNAP (26386 2000-033C)
2000-039	15-Jul-00	11K65M Kosmos-3M (47136-414)	GIK-1 Plesetsk	LC132-1	CHAMP (26405 2000-039B) MITA (26404 2000-039A) BIRD-RUBIN (26406 2000-039C)
2000-074	20-Nov-00	11K65M Kosmos-3M (47165-631)	GIK-1 Plesetsk	LC132-1	QuickBird-1 (26617 2000-074A)
2001-023	08-Jun-01	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132-1	Cosmos 2378 (26818 2001-023A)
2002-026	26-Nov-01	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC133-1	Cosmos 2389 (27436 2002-026A)
2002-036	08-Jul-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC133-1	Cosmos 2390 (27464 2002-036A) Cosmos 2391 (27465 2002-036B)

12 (28060 2001-058F). Este lançamento teve lugar às 0324:24UTC e foi realizado a partir do Complexo LC132 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk

O 11K65M Kosmos-3M é um lançador a dois estágios que é também designado C-1 Skean, SL-8 e SS-5 (no qual é baseado). Tendo um peso total de 107.500 Kg, é capaz de desenvolver uma força de 150.696Kgf no lançamento, colocando em órbita uma carga de 1.400 Kg (órbita baixa a 400 Km de altitude) ou 700 Kg (órbita a 1.600 Km de altitude).

O primeiro estágio (designado Skean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65 ...) tem um peso bruto de 87.100 Kg, pesando 5.300 Kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433 Kgf, tendo um Ies de 292s e um Tq de 130s. Este estágio tem um comprimento de 19,3 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor RD-216 (também designado 11D614) tem um peso de 1.350 Kg, um diâmetro de 2,3 metros e um comprimento de 2,2 metros. O motor tem quatro câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH. O RD-216 é fabricado a partir de dois motores RD-215.

O segundo estágio (designado S3) tem um peso bruto de 20.400 Kg, pesando 1.400 Kg sem combustível. No vácuo do seu motor 11D49 desenvolve uma força de 16.000 Kgf, tendo um Ies de 303s e um Tq de 375s. Este estágio

tem um comprimento de 7,0 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor 11D49 (também designado S5.23) tem um peso de 185 Kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 1,8 metros. O motor tem 1+4 câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH.



Nesta imagem de arquivo são visíveis as duas plataformas do Complexo de Lançamentos LC132 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

O satélite Cosmos 2390 recebeu a Designação Internacional 2002-036A e o número de catálogo orbital 27464, por seu lado o satélite Cosmos 2391 recebeu a Designação Internacional 2002-036B e o número de catálogo orbital 24465.

25 de Julho – 8K82K Proton-K DM-5 / Cosmos 2392

O último lançamento orbital do mês de Julho ocorreu no dia 25 quando um foguetão 8K82K Proton-K equipado com um estágio superior Block DM-5 colocou em órbita o satélite Cosmos 2392 Araks/Arkon (2). O lançamento teve lugar a partir da Plataforma PU-24 (também designada LC81R) do Complexo de Lançamentos 81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão.



Representação artística do Araks/Arkon em órbita terrestre. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

O Cosmos 2392 é o segundo satélite do tipo 11F664 Arkon a ser colocado em órbita. O primeiro 11F664 Araks/Arkon (Cosmos 2344 / 24827 1997-028A) foi lançado a 6 de Junho de 1997 (1656:54UTC) por um foguetão 8K82K Proton-K DM-5 (380-01) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (PU-39 LC200L). O projecto Araks/Arkon é actualmente um dos sistemas mais secretos de espionagem orbital. O Cosmos 2344 foi colocado numa órbita pouco usual para veículos espíões, orbitando entre 1.516 Km e 2.749 Km de altitude, com uma inclinação de 63,3° em relação ao equador terrestre e um período orbital de 2h 10m. Este projecto foi preparado durante dez anos e surpreendeu ainda mais os analistas ocidentais que pensavam que o programa espacial militar russo executava o seu canto de cisne.

A construção do Araks/Arkon foi iniciada em 1996 / 1997 e o satélite teria de ser lançado até ao final de 1997 devido ao aproximar do fim da garantia dos seus sistemas electrónicos. A construção do satélite tinha sido sucessivamente atrasada devido a problemas económicos, acontecendo o mesmo com o seu

lançamento. A oportunidade surgiu quando houve a necessidade de se testar o novo estágio superior do foguetão Proton, Block-DM2M, que iria ser utilizado para orbitar alguns satélites americanos. O lançamento e o funcionamento do novo Cosmos ocorreram como previsto e as forças russas possuíam a sua nova jóia da coroa em órbita.

O Araks/Arkon deverá ser capaz de obter fotografias de uma área com um comprimento de 3.000 Km e uma largura de 1.800 Km, podendo obter inclinações de 45° em relação à superfície, isto é, as imagens podem não ser obtidas apontando a câmara directamente sobre o ponto localizado sobre o satélite, mas este pode orientar-se por forma a apontar a câmara para um alvo afastado do seu caminho orbital. O sistema óptico será do tipo Cassegrain e terá um comprimento de aproximadamente 7 metros, sendo o seu comprimento focal de 27 metros. O espelho utilizado terá um diâmetro estimado de 2 metros. Desde a sua órbita o satélite será capaz de obter imagens e de identificar objectos localizados a 1.000 Km da vertical da sua órbita, sendo dúbia permitindo uma grande área para espiar.

Assim, o Araks/Arkon não é mais do que um telescópio espacial apontado para a superfície terrestre e com uma órbita que lhe dá um ponto de vantagem superior ao dos usuais satélites espiares.

A designação Arkon é a designação da plataforma comercial do satélite Araks que deve o seu nome a um rio situado na Trans-caucásia⁸. Curiosamente a área que é percorrida pelo Araks está agora situada fora do domínio russo. O Araks/Arkon foi construído pela Associação NPO Lavochkin e segundo os serviços de informação das Forças Espaciais Russas, o Cosmos 2392 será utilizado tanto na área militar como na área civil.

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

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

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

Utilizando o estágio Block DM-5 (17S40), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-5 tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 708.410Kg. É capaz de colocar uma carga de 6.000Kg numa órbita a 1.500 Km de altitude com uma inclinação de 63° em relação ao equador terrestre, 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 DM-5 (17S40) 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.

⁸ Também designado *Erasch* na língua arménia, o Araks é o maior afluente da margem direita do rio Kura. Nasce nos Karasu-Aras Daglari e forma no curso médio a fronteira da Turquia e Irão com a Geórgia, Arménia e Arzerbaijão, desaguando próximo de Sirabad, na depressão do Kura, após 1.070 Km de percurso.



Na imagem ao lado é visível a Plataforma PU-24 do Complexo de Lançamento 81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. As imagens do lançamento do foguetão 8K82K Proton-K DM-5 no dia 25 de Julho não são muito nítidas tal como se pode constatar nas duas imagens em baixo. Imagens: arquivo fotográfico do autor.

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

metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 Kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome $N_2O_4/UDMH$.

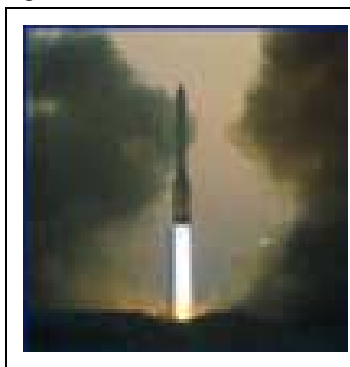
O quarto estágio, 17S40 (cuja versão comercial é o Block DM2 que foi utilizado para colocar em órbita vários satélites da rede Iridium), tem um peso bruto de 14.600 Kg e uma massa de 3.000 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.670 Kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 450 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58M tem um peso de 230 Kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.500 Kgf (em vácuo) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene.



O foguetão 8K82K Proton-K DM-5 com o satélite Arkon foi colocado na plataforma de lançamento no dia 22 de Julho iniciando-se assim os preparativos finais para o lançamento com as verificações finais tanto no lançador como na sua carga.

O lançamento do Cosmos 2392 (este nome foi atribuído ao satélite após atingir a órbita terrestre) deu-se às 1513:20,971UTC (caso o lançamento fosse adiado por qualquer motivo, este poderia ocorrer no dia seguinte às 1509:25UTC) aproveitando o início de uma janela de lançamento com uma duração de 4 minutos. A separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorre às 1515:28UTC (T+2m7s) e a separação da ogiva de protecção tem lugar às 1516:40UTC (T+3m19s). O segundo estágio do Proton-K continua em funcionamento até que às 1518:59UTC (T+5m37s) tem lugar o final da queima e a separação entre o segundo e o terceiro estágio. O final da queima do terceiro estágio ocorre às 1523:01UTC (T+9m40s) e a separação do Block DM-5 tem lugar às 1523:14UTC (T+9m52s), tendo a combinação Block DM-5/11F664 Araks-Arkon Cosmos 2392 atingido uma órbita terrestre preliminar.

O Block DM-5 permaneceria adormecido até T+41m39s (1555:00UTC), altura em que entra pela primeira vez em ignição. Esta ignição tem a duração de 2m19s e termina às 1557:19UTC (T+43m58s). O Block DM-5 voltaria a entrar em ignição entre as 1723:40UTC (T+2h10m19s) e as 1727:03UTC (T+2h13m42s). A separação do Cosmos 2392 dava-se às 1727:18UTC (T+2h13m57s). O satélite ficaria colocado numa órbita com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 1.836 Km, perigeu 1.512 Km, período orbital de 1h59m42s e inclinação orbital de 64,46° em relação ao equador terrestre. O Cosmos 2392 deverá operar em órbita durante 36 meses.



O Cosmos 2392 recebeu a Designação Internacional 2002-37A e o número de catálogo orbital 27470. Resultantes deste lançamento foram detectados em órbita terrestre mais seis objectos: o terceiro estágio Proton-K (27471 2002-037B), um adaptador de carga (27472 2002-037C), o estágio Block DM-5 (27473 2002-037D), dois fragmentos do Block DM-5 (27474 2002-037E e 27475 2002-037F) e um objecto que se pensa possa ser a cobertura do sistema óptico do satélite (27476 2002-037G). Alguns destes objectos reentraram na atmosfera nos dias seguintes (Ver Regressos/Reentradas).

Quadro de Lançamentos Recentes

Data	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
05 Jun.	0644	027A	27438 Intelsat-905	Ariane 44L (V152)	CSG Kourou, ELA-2
05 Jun.	2122:49	028A	27440 STS-111 ISS UF-2	OV-105 Endeavour	KSC, LC-39A
10 Jun.	0114:15	029A	27441 Ekspress-A1R	8K82K Prorotn-K DM-2M	GIK-5 Baikonur, LC200
15 Jun.	2239:30	030A	27445 Galaxy-3C	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Plt. Odyssey, Oc. Pacífico
20 Jun.	0934	031A	27450 Iridium-97	15A30 Rockot Briz-KM	GIK-1 Plesetsk, LC133
		031B	27451 Iridium-98		
24 Jun.	1823:03	032A	27453 NOAA-M	Titan 23G (G-14)	Vandenberg, AFB SLC-4W
26 Jun.	0535:29	033A	27454 Progress M-46	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, LC1-5
03 Jul.	0647:41	034A	27457 CONTOUR	Delta-2 7425-9.5 Star-30 (D292)	C.C.A.F.S., SLC-17A
05 Jul.	2322	035A	27460 Stellan-5	Ariane-5G (V153 "Ville de Charleroi")	CSG Kourou, ELA-3
		035B	27461 N-Star c		
08 Jul.	0735:41	036A	27464 Cosmos 2390	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
		036B	27465 Cosmos 2391		
25 Jul.	1513:21	037A	27470 Cosmos 2392	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24

Outros Objectos Catalogados

Data	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
03 Jul.	02-034B	27458	Delta-2 R/B (1)	Delta-2 7425-9.5 Star-30 (D292)	C.C.A.F.S., SLC-17A
03 Jul.	02-034C	27459	Delta-2 R/B (2)	Delta-2 7425-9.5 Star-30 (D292)	C.C.A.F.S., SLC-17A
05 Jul.	02-035C	27462	Ariane-5G R/B	Ariane-5G (V153 "Ville de Charleroi")	CSG Kourou, ELA-3
05 Jul.	02-035D	27463	Sylda V153	Ariane-5G (V153 "Ville de Charleroi")	CSG Kourou, ELA-3
08 Jul.	02-036C	27466	Kosmos-2	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
08 Jul.	02-036D	27467	(Destroço) 11K65M	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
08 Jul.	02-036E	27468	(Destroço) 11K65M	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
25 Jul.	02-037B	27471	Proton K-3	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
25 Jul.	02-037C	27472	Plataforma Proton	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
25 Jul.	02-037D	27473	Block DM-5	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
25 Jul.	02-037E	27456	Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
25 Jul.	02-037F	27475	Motor Auxiliar-2	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
25 Jul.	02-037G	27476	(Destroço) 8K82K	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24

Quadro dos lançamentos previstos para Novembro

Devido ao atraso acumulado nas edições do Em Órbita, publica-se a lista dos lançamentos para o mês de Novembro de 2002. Esta lista será actualizada na próxima edição do Em Órbita.

Data	Lançador	Carga	Local
11 de Novembro	OV-105 Endeavour	STS-113 ISS-11A	KSC, LC-39A
16 de Novembro	Delta-4 Medium+ (4,2)	Eutelsat-W5 (W1A)	Cabo Canaveral AFS, SLC37B
20 de Novembro	Ariane-5ECA (V157)	Hot Bird-7	CSG Kourou, ELA-3
		Stentor	
		Ballast	
21 de Novembro	Atlas-2A (AC-144)	TDRS-J	Cabo Canaveral AFS, SLC36A
26 de Novembro	8K82K Proton-K DM3	Astra-1K	GIK-5 Baikonur, LC81
28 de Novembro	11K65M Kosmos-3M	Mozhayets (RS-19)	GIK-1 Plesetsk, LC133
		Al Sat-1 (DMC-Algeria)	

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

11 de Novembro de 2002	STS-113 / ISS-11A ITS-P1	OV-105 Endeavour (19)	KSC, LC-39A
Wetherbee (6); Lorie (1); Lopez-Alegria (3); Herrington (1); Bowersox (5); Budarin (3); Thomas (5)			
16 de Janeiro de 2003	STS-107 / Freestar RM	OV-102 Columbia (28)	KSC, LC-39A
Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)			
1 de Março 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)			
28 de Abril de 2003	Soyuz TMA-2 / ISS-6S	11A511U Soyuz-FG (??)	GIK-5 Baikonur, LC1-5
????; von Storch (1); Duque (2)???			
23 de Maio 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)			
24 de Julho de 2003	STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5	OV-104 Atlantis (28)	KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); Foale (6); McArthur (4); Tokarev (2)			
5 de Setembro de 2003	STS-117 / ISS-13A	OV-105 Endeavour (21)	KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)			
2 de Novembro de 2003	Soyuz TMA-3 / ISS-7S	11A511U Soyuz-FG (??)	GIK-5 Baikonur, LC1-5

Quadro de Lançamentos Sub-orbitais

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

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos sub-orbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa). A numeração da Designação Internacional para os lançamentos sub-orbitais, é uma numeração pessoal baseada na observação e registo do próprio autor.

A quase diariamente são realizados lançamentos sub-orbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. Só para referir um exemplo, só no Andøya Rocket Range, Noruega, foram realizados no mês de Julho de 2002, 30 lançamentos sub-orbitais utilizando foguetões sonda Super Loki, Viper IIIA, Terrier-Orion e outros. Num futuro poder-se-á criar no “Em Órbita” uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

Data	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
03 Jun. 0801	S013	9 Ogivas Simuladas	LG-118A MX Peacekeeper (GT-31PA)	Vandenberg, AFB
06 Jun. 1120	S014	Ogiva Simulada	Topol-M (PC-12M2)	GIK-1 Plesetsk
07 Jun. 0924	S015	Ogiva Simulada	LGM-30G Minuteman 3 (GT-179GM)	Vandenberg, AFB
12 Jul. 0058:31	S016	IRDT-3 Demonstrator-2	3M40 (R-29R RSM-50) Volna	K-44 Ryazan (Mar de Barents)
17 Jul. 0803	S017	Ogiva Simulada	LGM-30G Minuteman III (GT-177GM)	Vandenberg AFB, LC-9

12 de Julho – RSM-50 Volna / IRDT-3 Demonstrator-2



A 12 de Julho de 2002 a Rússia levou a cabo o terceiro teste do IRDT – *Inflatable Reentry Demonstrator Technology*. Lançado às 0058:31UTC numa trajectória sub-orbital a partir do submarino nuclear K-44 Ryazan, a navegar no Mar de Barents, o teste do Demonstrator-2 correu como estava previsto, no entanto o veículo foi dado como perdido no polígono de Kura situado na península de Kamchatka na costa do Oceano Pacífico.

O IRDT-3 consistia num corpo esférico com 80 centímetros de diâmetro que depois da abertura do dispositivo térmico de reentrada atmosférica ficava com as dimensões de 2,3 metros por 3,8 metros. O conceito em torno da tecnologia do IRDT foi inicialmente desenvolvido para as sondas de superfície da sonda Mars-96.

Anteriormente haviam sido lançadas duas missões no âmbito deste programa. A 8 de Fevereiro de 2000 (2320:00UTC) um foguetão 11A511U Soyuz-Fregat (A15000-079 ST-07) foi lançado desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC31), tendo colocado em órbita o satélite Dumsat-1 (26086 2000-009A). Ao

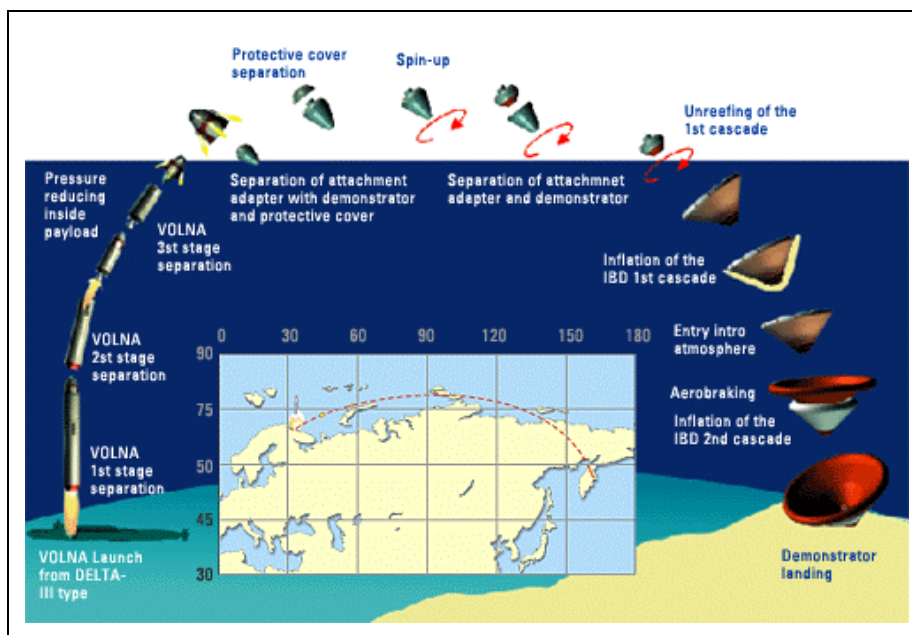
mesmo tempo foi lançado o IRDT / Mission-2000 (com um peso de 110 Kg) da Agência Espacial Europeia e da então *DaimlerChrysler Aerospace* (agora uma parte da empresa Astrium). Após orbitar a Terra por cinco vezes (numa órbita com um apogeu de 613 Km, um perigeu de 580 Km, uma inclinação orbital de 64.9° e um período orbital de 96,5 minutos) o DumSat-1 separou-se do estágio Fregat e ambos iniciaram o regresso à Terra. Tanto o Dumsat-1 como o Fregat estavam equipados com a tecnologia IRDT. O teste do escudo térmico de reentrada foi um sucesso, porém o escudo não se abriu na totalidade e o satélite Dumsat-1 acabou por sofrer alguns danos no impacto com o solo na região de Orenborg - Rússia. Por seu lado, o Fregat não foi localizado após a reentrada.



Um segundo teste do IRDT surgiu a 20 de Julho de 2001 (0033UTC) quando também se testou a tecnologia que será utilizada na chamada «solar sail» da *Planetary Society*, o Cosmos Solnechny Parus. O IRDT-2 foi lançado a partir do submarino Borisoglebsk (Mar de Barents) numa trajectória sub-orbital a bordo de um foguetão RSM-50 Volna que devido a um problema registado no seu terceiro estágio impediu a utilização do dispositivo de reentrada tendo este permanecido conectado ao terceiro estágio.

Após o lançamento subaquático do IRDT-3 e tendo seguido a sua trajectória sub-orbital sobre o território da Rússia, verificou-se que o Demonstrator-2 não havia aterrado na zona prevista e que as buscas por radar não obtiveram qualquer resultado. De salientar que o IRDT-3 Demonstrator-2 estava equipado com instrumentos de detecção KOSPAS/Sarsat, mas que dos quais não foram detectados qualquer sinal.

Uma análise preliminar dos dados de telemetria emitidos pelo lançador, indicavam um desvio nos índices de funcionalidade esperados. Em resultado deste fracasso foi constituída um Comité de Inquérito para analisar o que realmente se havia passado durante o voo.



A primeira reunião do Comitê de Inquérito teve lugar a 1 e 2 de Agosto e envolveu a Agência Espacial Europeia, a Companhia Astrium e o Centro Babakin, construtor do dispositivo IRDT. Após se proceder à análise dos dados disponíveis o Comitê chegou à conclusão que o lançador Volna funcionou normalmente em todas as fases do voo. Porém, a reconstrução da dinâmica de voo do terceiro estágio do Volna permitiu a conclusão de que o veículo transportou na sua fase final de voo uma massa de 50 Kg, enquanto que a massa da carga que deveria transportar deveria de ser de 250 Kg. Durante a separação entre o segundo e o

terceiro estágio, o IRDT e uma parte da capsula de protecção da carga foram prematuramente separadas do terceiro estágio. A capsula consistia numa secção superior e outra inferior que deverão ser separadas para a posterior separação da carga do lançador, e que resultam de uma adaptação do míssil militar para o transporte de cargas comerciais. Nesta fase do inquérito não se chegou à conclusão se o problema se deveu a uma falha mecânica ou ao envio prematuro de um comando para que tal acontecesse.

O voo do terceiro estágio após a separação do segundo estágio, foi assim caracterizado pela permanência de uma pequena fracção da carga que deveria transportar. Como resultado a aceleração registada foi superior, resultando que o veículo atingiu o ponto de reentrada na atmosfera mais cedo do que estava previsto. Nesta fase o terceiro estágio procedeu à separação do resto da carga tal como ordenaram os sensores. A separação do IRDT ficou descontrolada e como tal não se podem retirar mais conclusões acerca do que se passou a seguir.

17 de Julho – LGM-30G Minutman III (GT-177GM) / GT-177GM

O teste de um ICBM LGM-30G Minutman III teve lugar às 0803UTC do dia 17 de Julho. O lançamento teve lugar a partir do silo LC-9 da Base Aérea de Vandenberg e foi parte do *Force Development Evaluation Program*, cujos testes avaliam a fiabilidade e precisão de vários sistemas de armamento das forças armadas dos Estados Unidos. O lançamento, denominado GT-177GM, foi conduzido pelos elementos do 576th *Flight Teste Squadron*.

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

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

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

O sistema Minutman foi concebido nos finais dos anos 50 e o Minutman I foi instalado no início dos anos 60. Este sistema constituiu um conceito revolucionário e um fito técnico sem precedentes. Tanto o míssil como os restantes

componentes do sistema incorporaram avanços muito para lá dos anteriores sistemas de reacção lenta preconizados pelos mísseis de combustível líquido e controlados à distância que constituíam a geração anterior.



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

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

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

As duas ogivas simuladas que foram transportadas no decorrer do teste GT-177GM viajaram aproximadamente 6.760 Km em cerca de 30 minutos de voo, atingindo os alvos previamente determinados no *Kwajalein Missile Range* situado nas Ilhas Marshall, Oceano Pacífico.

Quadro dos próximos Lançamentos Sub-orbitais

Data	Lançador	Local	Carga
Nov.????	SS-1 Scud	Vandenberg, AFB	
Dez.????	SS-1 Scud	Vandenberg, AFB	
?????	Minuteman 2 (OSP/TLV-5)	Vandenberg, AFB	IFT-10
?????	PLV	Kwajalein (Ilhas Marshall)	Protótipo EKV
?????	15A35 RS-18 UR-100N SS-19 Stilleto	GIK-5 Baikonur	Ogiva Simulada
Mar. 03	LG-118A MX Peacekeeper (GT-32PA)	Vandenberg AFB, LF-05	
Jun. 03	LGM-30G Minuteman III (GT-182GM)	Vandenberg AFB, LC-04	
Ago. 03	LGM-30G Minuteman III (GT-181GM)	Vandenberg AFB, LC-10	
Set. 03	LGM-30G Minuteman III (GT-183GM)	Vandenberg AFB, LC-26	

Regressos / Reentradas

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

Estas informações são gentilmente cedidas por Alan Pickup e Harro Zimmer.

Notícias

Explosão em órbita

No dia 1 de Agosto de 2002, foi emitido um aviso referente à explosão em órbita do satélite 19122 1988-040B às 1930UTC do dia 9 de Julho de 2002. Este satélite não era mais do que o último estágio do foguetão Ariane-2 (V23), H-10, que colocou em órbita o satélite Intelsat-5A F-13 (19121 1988-040A). O lançamento do Intelsat-5A F-13 teve lugar às 2358:00UTC do dia 17 de Maio de 1988 a partir da plataforma ELA-1 do CSG Kourou. O Intelsat-5A F-13 recebeu posteriormente a designação NSS-513 e actualmente pertence à New Skies Satellites.

Em resultado dos acontecimentos de 9 de Julho, o 19122 1988-040B (H-10 V23) dividiu-se em 6 destroços detectáveis mas que no entanto ainda não haviam sido catalogados em órbita. O 19122 1988-040B (H-10 V23) tinha 2,6 metros de diâmetro e 11,7 metros de comprimento, com um peso bruto de aproximadamente 1.480Kg. A quando da explosão em órbita localizava-se a 21.500 Km de altitude e estava situado a 4,3°N – 5,7°E (a sua órbita tinha os seguintes parâmetros: apogeu de 35.445Km, perigeu de 535Km e inclinação orbital de 7,0° em relação ao equador terrestre).

Esta foi a segunda explosão de um terceiro estágio de um Ariane-2 oficialmente reconhecida e a 11ª explosão verificada com estágios superiores da família Ariane. Este estágio foi lançado antes da implementação das medidas para evitar precisamente os problemas deste tipo. De salientar que o acontecimento semelhante com um estágio H-10 mais recente a ter lugar antes desta explosão, deu-se com o satélite 1989-006B (Ariane-2 V28 lançado a 27 de Janeiro de 1989). Nessa altura esse estágio dividiu-se em 24 destroços catalogados.

Regresso do Cosmos 2387 Kobalt Yantar-4KS2

Conforme foi referido na listagem dos regressos e reentradas do Em Órbita n.º 16, regressou à Terra no dia 27 de Junho o módulo de reentrada do satélite espião russo Cosmos 2387. A aterragem deu-se às 0230UTC. Associado a este satélite ficou em órbita um objecto que foi catalogado com o número 27456 2002-008C que acabou por reentrar na atmosfera terrestre no dia 28 de Junho. Este objecto poderia ter sido a cobertura da objectiva da câmara do Cosmos 2387 ou bem o seu módulo de propulsão.

Data	Status	Des. Int.	NORAD Nome	Lançador	Data Lançamento
01 Jul.	Ree.	01-034B 26885	PAM-D2 D287	Delta-2 7926 (7326) (D287)	08 / Ago. / 01
01 Jul.	Ree.	02-007B27381	Ariane H-10-3 V148	Ariane-44L V148	23 / Fev. / 02
02 Jul.	Ree.	02-022B27425	Delta-K	Delta-2 7920-10L (D291)	04 / Mai. / 02 (a)
06 Jul.	Ree.	01-049DX 27179	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
06 Jul.	Ree.	02-034B27458	PAM-D2 D292	Delta-2 7425-9.5/Star-30 (D292)	03 / Jul. / 02 (b)
09 Jul.	Ree.	94-029VV 24521	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
11 Jul.	Ree.	00-042C26904	Picosat-7&8 (Tethered)	Minotaur (SLV-2)	19 / Jul. / 00 (c)
14 Jul.	Ree.	01-049BE 27110	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
14 Jul.	Ree.	99-057CE 26192	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
18 Jul.	Ree.	63-014V02374	Westford Needles	Atlas Agena B (119D)	09 / Mai. / 63
18 Jul.	Ree.	68-097AV 03783	(Destroço) Cosmos 252	11K67 Tsyklon-2A	01 / Nov. / 68
20 Jul.	Reg.	99-072A 26040	Cosmos 2367	11K69 Tsyklon-2	26 / Dez. / 99 (d)
19 Jul.	Ree.	01-049DR 27173	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
26 Jul.	Ree.	02-037B27471	Proton K-3	8K82K Proton-K DM-5	25 / Jul. / 02 (e)
26 Jul.	Ree.	02-037C27472	Adaptador 8K82K	8K82K Proton-K DM-5	25 / Jul. / 02 (f)
28 Jul.	Ree.	94-029VV 24521	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94

(a) O estágio Delta-K do lançador Delta-2 7920-10L (D291) utilizado para colocar em órbita o satélite Aqua (27424 2002-022A), reentrou na atmosfera terrestre às 0856UTC sobre Spitsbergen (79,0°N – 30,0°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOM).

(b) O estágio PAM-D2 do lançador Delta-2 7425-9.5/Star-30 (D292) utilizado para colocar em órbita a sonda CONTOUR (27457 2002-034A), reentrou na atmosfera terrestre às 1751UTC sobre as Ilhas Salomão, Oceano Pacífico, (1,46°S – 162,12°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 22 minutos (Harro Zimmer).

- (c) Os satélites Picosat-7&8 (Tethered – significando que se encontravam ligados por um cabo) reentraram na atmosfera terrestre às 0727UTC sobre o Oceano Índico (17,28°S – 89,19°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 33 minutos (Harro Zimmer).
- (d) O satélite Cosmos 2367 / US-P (26040 1999-072A) colocado em órbita desde o Cosmódromo de GIK-5 Baikonur, reentrou na atmosfera terrestre às 0004UTC sobre o Pacífico Sul (42,0°S – 216,0°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOM).
- (e) O terceiro estágio do lançador 8K82K Proton-K DM-5 para colocar em órbita o satélite Cosmos 2392 11F664 Arkon-2 (27470 2002-037A), reentrou na atmosfera terrestre às 0721UTC sobre as Ilhas Aleutas (54,0°N – 189,0°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOM).
- (f) A plataforma utilizada pelo lançador 8K82K Proton-K DM-5 para colocar em órbita o satélite Cosmos 2392 11F664 Arkon-2 (27470 2002-037A), reentrou na atmosfera terrestre às 2303UTC sobre o Nordeste do Paquistão (35,8°N – 77,9°E). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 1 hora (SPACECOM).

Data Reg. Ree.	Des. Int.	NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
03 Nov. Ree.	80-008A	11682	Cosmos 1154 Tselina-D	8A92M Vostok	30 / Jan. / 80
29 Nov. Ree.	66-111A	02611	OV 1-10	Atlas D (89D)	11 / Dez. / 66
Jan. Ree.	01-043A	26929	Starshine 3	Athena 1 (LM-001)	30 / Set. / 01
Mar. Ree.	97-030C	24838	Iridium-9	8K82K Proton-K DM-2 (390-02)	18 / Jun. / 97

Explicação dos Termos Técnicos

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

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

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

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

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

Combustíveis e Oxidantes

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

UDMH ((CH₃)₂NNH₂) – Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível ao choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a

95,0%. Tem uma densidade de $0,79\text{g/cm}^3$, sendo o seu ponto de congelação a $-57,0^\circ\text{C}$ e o seu ponto de ebulição a $63,0^\circ\text{C}$.

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

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

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

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Ricardo Samuel Reis, Alan Pickup e Harro Zimmer.

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

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

Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados.

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

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

Braga, 6 de Novembro de 2002
