

# ***Em Órbita***

***Vol. 13 - N.º 134 – Março de 2013  
(edição mensal)***



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

## Em Órbita n.º 134 (Vol. 13) – Março de 2013

### O Em Órbita está no Twitter

Visite-nos no Twitter em

[http://twitter.com/zenite\\_nu](http://twitter.com/zenite_nu)

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

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

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

Rui C. Barbosa  
BRAGA  
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05

[rmcsbarbosa@gmail.com](mailto:rmcsbarbosa@gmail.com)

Índice	
Ignição	4
Lançamentos orbitais em Fevereiro de 2013	11
Desastre no Pacífico	12
Os últimos satélites Globalstar	18
Arianespace lança dois satélites de comunicações	30
O primeiro Progress de 2013	43
Atlas-V continua o legado dos Landsat	53
Irão falha lançamento do satélite Sharif?	67
Índia lança sete satélites	69
Quadro de lançamentos recentes	78
Outros objectos catalogados	80
Lançamentos orbitais previstos para Março e Abril de 2013	81
Próximos lançamentos tripulados	82
Lançamentos Suborbitais	83
Cronologia Astronáutica (LXXXVI)	84
Explicação dos termos técnicos	85

**Na Capa:** Lançamento do foguetão Atlas-V/401 a 11 de Fevereiro de 2013 com o satélite LDCM. Imagem: NASA.



## Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

**Tourada, Não! Abolição!**

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

---

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

---

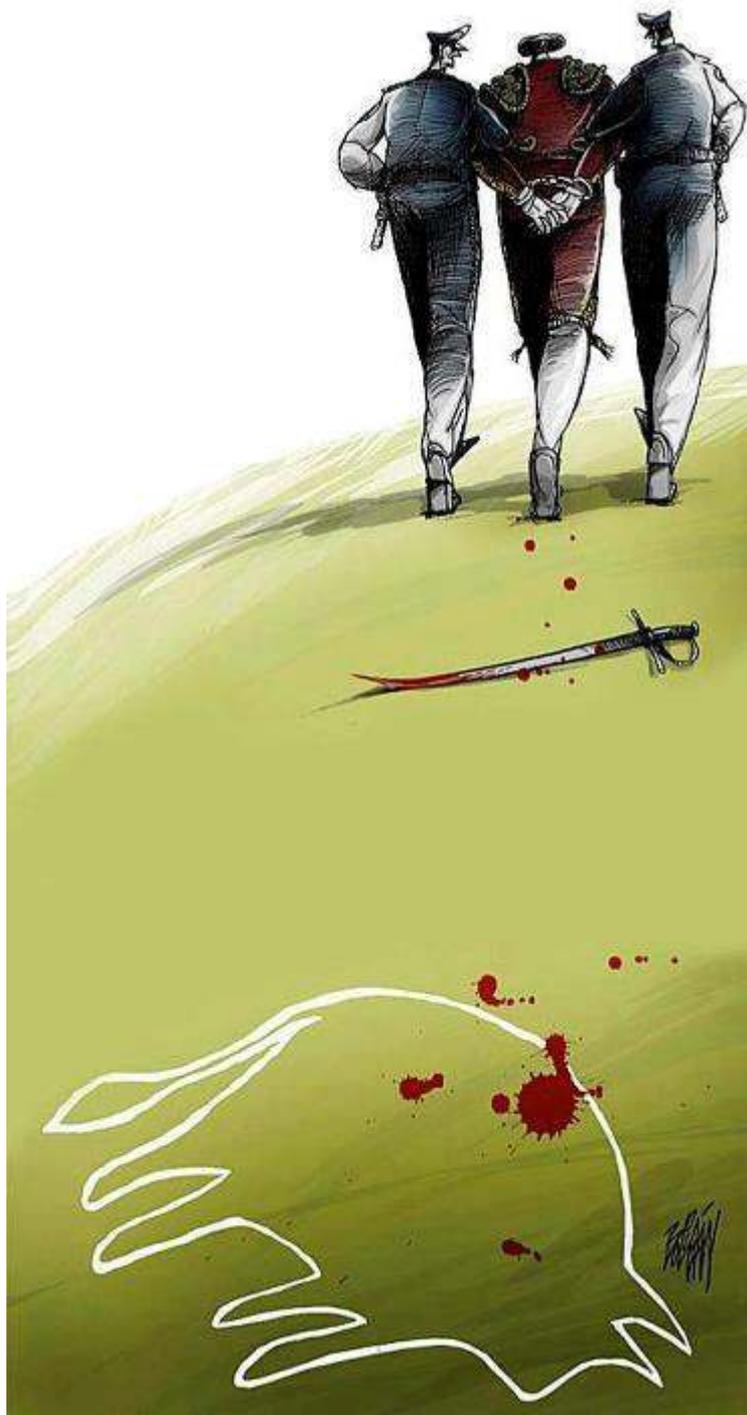
Torne-se sócia/o da **ANIMAL** e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de  
**[socios@animal.org.pt](mailto:socios@animal.org.pt)**.

---

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

---

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



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

# Ignição

## Emblema da missão Soyuz TMA-09M



Foi oficialmente apresentado o emblema da missão espacial tripulada Soyuz TMA-09M. O desenho deste emblema partilha elementos com emblemas de anteriores missões nas quais Fyodor Yurchikin, Comandante da missão, participou, nomeadamente a Soyuz TMA-10 e a Soyuz TMA-19: um anel exterior em azul claro com os nomes da tripulação com um bordo em azul escuro e um campo central com a Terra e a cápsula espacial em amarelo e laranja.

Os raios brancos e azuis claros por debaixo da Soyuz TMA representam a quarta missão à ISS para o cosmonauta Fyodor Yurchikin. A sua primeira missão à ISS teve lugar em Outubro de 2002 a bordo do veículo espacial OV-104 Atlantis na missão STS-112.

O desenho deste emblema partilha ainda outro elemento com um outro emblema, pois a forma da ISS foi partilhado com o emblema da Expedição 37 que é comandada por Yurchikin. O desenho do emblema foi feito por Luc van den Abeelen, Dmitry Shcherbinin e Fyodor Yurchikhin.

O lançamento da Soyuz TMA-09M está previsto para ter lugar a 28 de Maio de 2013 a partir da Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de

Lançamento LC1 (17P32-5) 'Gagarinskiy Start' do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão. A tripulação é composta por Fyodor Nikolayevich Yurchikin, Luca Salvo Parmitano e Karen Lujean Nyberg.

## Progress M-16M reentra na atmosfera



O veículo de carga russo Progress M-16M, carregado de lixo e equipamentos desnecessários na ISS, separou-se da estação espacial internacional às 1315:27UTC do dia 9 de Fevereiro de 2013, libertando assim o porto de acoplagem no módulo Pirs que será novamente ocupado a 11 de Fevereiro pelo veículo de carga Progress M-18M.

O Progress M-16M executou a sua manobra de retrotravagem às 1619UTC e o que restou do veículo após a reentrada na atmosfera terá caído no Oceano Pacífico às 1705UTC.

O lançamento do Progress M-16M (ISS-48P) teve lugar às 1935:13,170UTC do dia 1 de Agosto de 2012 e foi levado a cabo pelo foguetão 11A511U-PBV Soyuz-U

(115000-134) a partir da Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) 'Gagarinskiy Start' do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão. A sua acoplagem com a ISS teve lugar às 0118UTC do dia 2 de Agosto de 2012.

## Correcção da órbita da ISS

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

Uma segunda manobra teve lugar às 0025UTC do dia 21 de Março e os motores do Progress M-17M foram accionados durante 673 segundos. Em resultado a velocidade da ISS foi aumentada em 1,5 m/s e a altitude média elevada em 2,6 km, chegando aos 410,4 km. Após esta manobra a ISS ficou colocada numa órbita com um apogeu de 435,1km, perigeu de 403,8 km, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 92,72 minutos.

Estas correcções orbitais são necessárias em preparação da chegada da Soyuz TMA-08M cujo lançamento está previsto para 28 de Março de 2013.

## China prepara Shenzhou-10

Na China continuam os preparativos para a próxima missão espacial tripulada que terá lugar em Junho de 2013 com o lançamento de uma tripulação de três pessoas que irá realizar a segunda visita ao módulo espacial TG-1 Tiangong-1.

Recentemente, o foguetão CZ-2F/G Chang Zheng-2F/G (Y10) que será utilizado para lançar a SZ-10 Shenzhou-10, completou as fases de teste e de montagem na sua fábrica. Por seu lado, a Shenzhou-10 passou a sua análise de qualidade em meados de Dezembro estando agora a ser preparada para ser enviada desde a Fábrica 211 do CALT para o Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan em Abril de 2013.

Entretanto, e incluída nos preparativos para a missão, os especialistas Chineses realizaram um teste de envio de dados para o Tiangong-1 no passado mês de Novembro de 2012 utilizando os três satélites TL Tianlian agora em órbita e que proporcionam cerca de 100% de cobertura global.

A Shenzhou-10 irá transportar a bordo um conjunto de painéis de papel com uma estrutura em favo de mel para servirem de paredes interiores ao módulo TG-1. Estes painéis tornam-se necessários devido às dificuldades encontradas pela tripulação da SZ-9 Shenzhou-9 em se manter estável com os apoios existentes no interior do módulo.

As autoridades Chinesas ainda não revelaram os nomes dos três tripulantes que estarão a bordo da SZ-10. Porém, tendo por base a tripulação suplente da Shenzhou-9 e tendo em conta as recentes declarações de responsáveis espaciais da China, a tripulação da Shenzhou-10 poderá ser constituída por Nie Haisheng, Zhang Xiaoguan e Wang Yaping, com esta a tornar-se na segunda Chinesa a viajar no espaço.



A Shenzhou-10 deverá continuar os testes de aproximação e dos procedimentos de acoplagem e de transporte de tripulantes para o módulo orbital; continuação dos testes sobre a possibilidade do complexo orbital proporcionar um ambiente adequado para a sua habitabilidade e trabalho, bem como a possibilidade da tripulação de executar várias tarefas em órbita; realização de várias experiências científicas, manutenção orbital e testes de futuros componentes da estação espacial, bem como proporcionar desenhos ergonómicos para a permanência em microgravidade; continuação do aperfeiçoamento da execução da missão ao longo do programa espacial tripulado desde o pré-lançamento até à aterragem. Pela primeira vez no programa espacial Chinês, haverá uma sessão educacional com os tripulantes a conversarem com crianças durante a missão.



## Orbital testa motores do foguetão Antares



A *Orbital Sciences Corporation* levou a cabo com sucesso o teste dos motores AJ26 do primeiro estágio do novo foguetão Antares. O teste teve lugar no dia 22 de Fevereiro de 2013 e consistiu na ignição dos dois motores durante 29 segundos com o foguetão seguro na Plataforma de Lançamento 0A do *Mid-Atlantic Regional Spaceport* (MARS) localizado na *Wallops Flight Facility* da NASA em Wallops Island, Virgínia.

A Orbital está a levar a cabo o teste do seu novo foguetão e da cápsula Cygnus ao abrigo do programa *Commercial Orbital Transportation Services* (COTS). No final deste ano está prevista a realização de uma missão de demonstração até à estação espacial internacional e após essa missão (se tudo correr como previsto), a empresa irá levar a cabo oito missões logísticas até à ISS.

## Delta-2 lançará ICESat-2

O *NASA Launch Services Program* seleccionou o foguetão Delta-2 da *United Launch Alliance* para colocar em órbita o satélite ICESat-2 (*Ice, Cloud and Land Elevation Satellite*) cujo lançamento está previsto para Julho de 2016.

O foguetão Delta-2 irá colocar o ICESat-2 numa órbita polar quase circular após o seu lançamento a partir da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Esta missão é a continuação de uma série de medições topográficas precisas iniciadas com o ICESat-1. O ICESat-2 irá medir as alterações na elevação do gelo polar para compreender a sua contribuição para o actual e futuro aumento dos níveis dos oceanos. Irá também caracterizar a espessura dos gelos polares e as alturas dos cobertos vegetais no planeta para assim tentar compreender as suas ligações no sistema terrestre.



## Chang'e-2 chega a 20 milhões de quilómetros da Terra

A sonda Chinesa Chang'e-2 atingiu uma distância de 20 milhões de km do nosso planeta, marcando assim um novo marco nos esforços da China para a exploração do espaço profundo. A sonda continua a sua missão em condições normais.



O planeamento científico, uma projecção orbital inovadora, uma observação e controlo precisos são os principais factores que ajudaram a Chang'e-2 a poupar o seu combustível em voo e a garantir o sucesso da sua missão.

A Chang'e-2 foi lançada a 1 de Outubro de 2010 a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang, tendo levado a cabo um mapeamento completo da superfície lunar com uma resolução de sete metros e mais tarde levou a cabo uma série de observações do asteroide Toutatis com uma resolução de 10 metros.

A sonda Chang'e-3 será lançada em finais de 2013 e irá transportar um pequeno veículo robótico para a superfície lunar.

## Dennis Tito quer levar um casal a Marte em 2018



Dennis Tito revelou o projecto de enviar um casal a Marte numa viagem de ida e volta em menos de cinco anos. Esta missão privada poderá utilizar uma trajectória de retorno livre em torno do planeta vermelho.

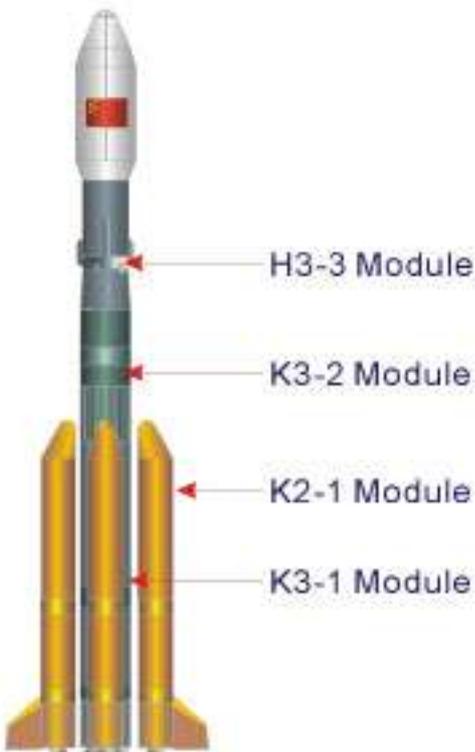
Os dois tripulantes estarão num pequeno espaço durante 16 meses, num projecto denominado Inspiration Mars que será inicialmente financiado por Dennis Tito, o primeiro turista espacial a viajar numa cápsula espacial russa.

Segundo os proponentes da missão, a agência espacial norte-americana NASA não estará envolvida no projecto e a missão irá utilizar um veículo lançador privado, bem como uma cápsula desenvolvida por uma empresa privada. Ainda segundo os

proponentes da Inspiration Mars, os tripulantes terão o mínimo de alimentos e vestuário necessários para a viagem, e não terão fatos extraveiculares que lhes permitam operar no exterior. A água será obtida em parte através da reciclagem de urina.

A missão deverá ser lançada a 2 de Janeiro de 2018, passando por Marte a 20 de Agosto de 2018 e regressando à Terra a 21 de Maio de 2019.

## Chang Zheng-7 fará voo inaugural em 2014

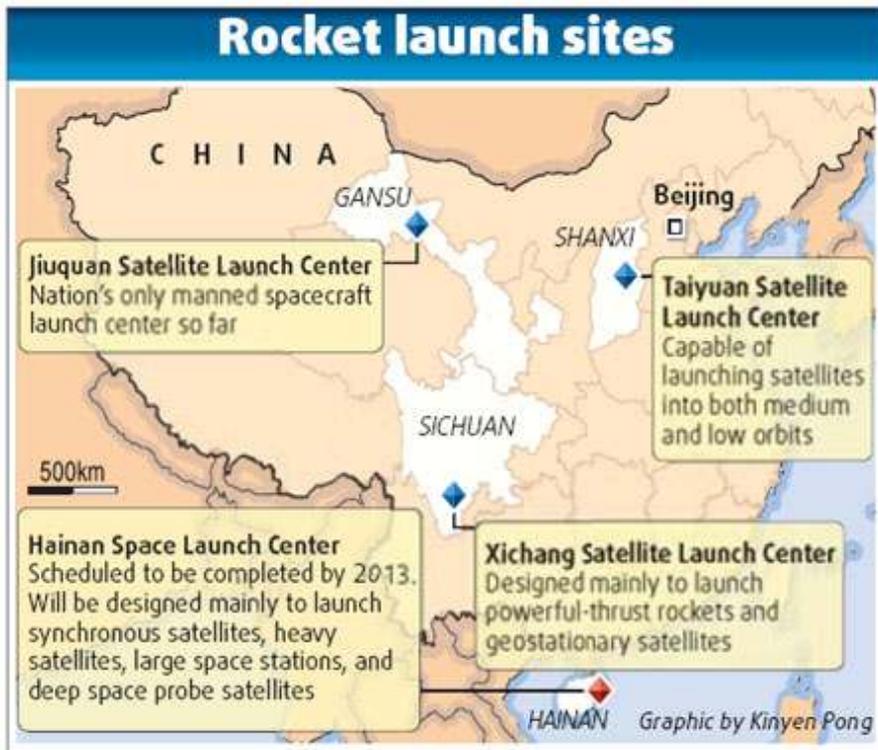


O foguetão Chinês CZ-7 Chang Zheng-7 fará o seu voo inaugural em 2014, segundo Liang Xiaohong Dirigente do PCC na Academia China de Tecnologia de Veículos Lançadores.

As investigações e desenvolvimentos levaram a avanços em tecnologias chave, incluindo no desenho e produção de um motor de querosene e oxigénio líquido que pode produzir uma força de 180 kN.

Em relação ao foguetão CZ-5 Chang Zheng-5 o desenvolvimento parece processar-se de forma mais lenta, pois o seu voo inaugural não deve ter lugar antes de 2016. No entanto, novas tecnologias foram desenvolvidas para a produção e teste da maior parte das estruturas do foguetão, incluindo a sua carenagem de 5,2 metros de diâmetro, além das tecnologias necessárias para a produção de um tanque criogénico com um diâmetro de 5 metros. De facto, e perante tal cenário, é legítimo questionar se a China pretende aceitar novos erros no desenvolvimento do projecto do CBERS-3 e do CBERS-4, que certamente verá o seu lançamento adiado. Nos últimos anos, a China tem-nos habituado a uma excelência na sua tecnologia espacial e nos seus feitos espaciais que numa altura destas não se coaduna com a aparente trapalhada que tem sido o desenvolvimento do CBERS-3. Fugindo de uma febre de lançamento, as autoridades espaciais chinesas certamente que preferirão adiar o lançamento do CBERS-3, a terem no futuro de justificar a falha de um satélite resultante de uma cooperação internacional que deu valorosos frutos no passado, e falha essa que certamente poderá vir a resultar da vontade de colocar em órbita custe o que custar um satélite condenado antes do seu lançamento, deitando-se assim a perder milhares de fundos.

## Primeiro lançamento desde Wenchang terá lugar em 2015



O primeiro lançamento espacial desde o novo Centro de Lançamento de Satélites de Wenchang, deverá ter lugar em 2015 segundo informações reveladas por um membro do Governo da China.

O centro de Wenchang, localizado na província de Hainan, encontra-se em construção desde Setembro de 2009 e segundo Zhou Jianping, responsável pelo programa espacial tripulado da China, será utilizado para o lançamento de módulos para a estação espacial e de veículos tripulados.

Os foguetões CZ-5 Chang Zheng-5 e CZ-11 Chang Zheng-11 serão lançados desde Wenchang. O centro será principalmente utilizado para o lançamento de cargas pesadas, satélites geossíncronos, módulos espaciais, e sondas para o espaço profundo. Por ano, terão lugar 10 a 12 lançamentos.

Presentemente a China possui três centros de lançamentos orbitais: Jiuquan, Xichang e Taiyuan.

## Chang'e-3 será lançada por foguetão CZ-3B modificado

A China está a desenvolver uma versão modificada do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B para o lançamento da sonda lunar Chang'e-3 cujo lançamento está previsto para Dezembro de 2013.



Sendo a estrutura da sonda e o seu tamanho consideravelmente diferentes das suas antecessoras, isto levou à necessidade de se proceder a modificações do seu foguetão lançador. Com as melhorias introduzidas, a fiabilidade do foguetão foi aumentada e a sua capacidade de carga melhorada em 30 kg. Com estas melhorias, as janelas de lançamento para a Chang'e-3 serão comparativamente maiores do que as que estiveram disponíveis para a Chang'e-2. A Chang'e-3 poderá tirar partido de duas janelas de lançamento diárias durante três ou quatro dias consecutivos.

O CZ-3B estará equipado com uma nova plataforma de orientação que irá utilizar sinais provenientes dos satélites de navegação para além dos dois giroscópios laser originais para optimização da trajectória em tempo real.

Uma câmara será instalada nas principais secções do lançador para a monitorização dos eventos críticos durante o lançamento.

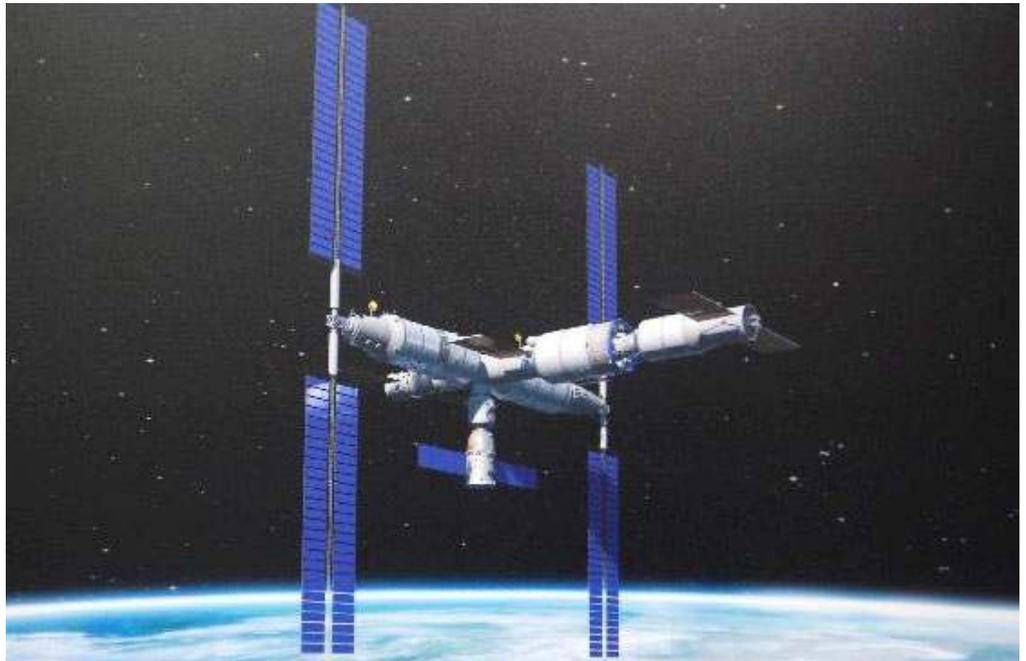
Todos os motores e sistemas de controlo foram melhorados, aumentando assim a fiabilidade do foguetão para 94,2% (anteriormente era de 93,8%). Foi melhorado o desenho do adaptador de carga (com uma altura de 1,76 metros) e foi melhorado o sistema de separação de carga. A capacidade de carga foi aumentada para 3.780 kg, sendo anteriormente de 3.750 kg. O sistema de pressurização do terceiro estágio foi melhorado.

## Estação espacial China será eficiente em termos de utilização de energia

A estação espacial modular China cuja construção deverá estar completa em 2020, será um exemplo da denominada 'tecnologia verde', referiu Zhou Jianping, responsável pelo programa espacial tripulado da China.

A estação irá utilizar tecnologias inovadoras no controlo de voo, fornecimento de energia e reciclagem. As 'tecnologias verdes' que serão aplicadas na estação irão aumentar a sua capacidade de reciclagem e reduzir a sua dependência do solo.

Um dos exemplos é a reciclagem de urina e água que será utilizada para extrair oxigénio e dióxido de carbono, havendo também a possibilidade de se proceder à reciclagem de outros detritos humanos. Para se garantir a demanda de energia por parte da estação, a geração de energia a partir de células solares será tornada mais eficiente e duradoura, melhorando-se a fiabilidade e a segurança das baterias de armazenamento de energia.

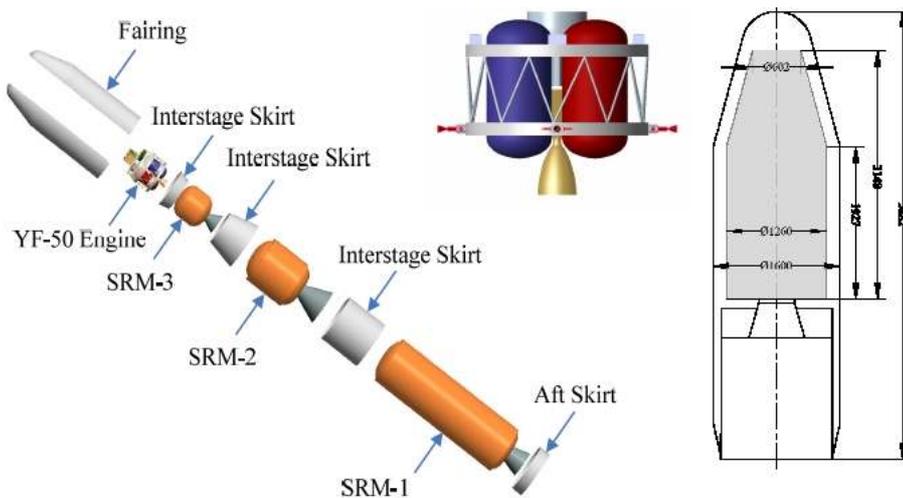


A estação espacial será uma plataforma de investigação que será «oferecida» a cientistas de todo o mundo para investigação e experimentação.

A estação espacial, cujo objectivo está direccionado para a exploração espacial e investigação dos recursos espaciais, irá ser composta por um módulo central e dois laboratórios, sendo capaz de albergar ainda um veículo de carga e dois veículos de transporte de tripulantes. A massa da estação será superior a 90.000 kg.

Desenhada para acomodar três tripulantes que irão trabalhar em períodos de seis meses, à estação espacial poderão ser adicionados novos módulos para investigação científica.

## China irá lançar Chang Zheng-11 antes de 2016



Um novo foguetão espacial Chinês deverá fazer o seu baptismo de voo orbital antes de 2016, foi recentemente revelado. O novo lançador será mais fácil de preparar e mais economicamente eficiente.

Sendo um veículo de propulsão sólida, o CZ-11 Chang Zheng-11 poderá permanecer em armazenamento por longos períodos de tempo, podendo ser preparado para o lançamento num curto espaço de tempo. O novo foguetão irá utilizar o maior motor de combustível sólido alguma vez fabricado na China.

Os testes suborbitais do novo foguetão deverão ter início este ano e o primeiro lançamento orbital deverá ter lugar em 2015.

## China lançará Tiangong-2 em 2015

Os responsáveis pelo programa espacial tripulado da China referiram que a missão SZ-10 Shenzhou-10 será a última missão espacial tripulada ao módulo orbital TG-1 Tiangong-1. A Shenzhou-10 deverá ser lançada entre Junho e Agosto de 2013 e a bordo estará a segunda mulher Chinesa a viajar no espaço, Wang Yaping.

Após a missão Shenzhou-10, o módulo Tiangong-1 não será removido de órbita, sendo no entanto colocado numa órbita mais elevada onde irá permanecer por vários meses. Durante este período os especialistas espaciais Chineses pretendem estudar o comportamento do módulo espacial a uma presença prolongada em órbita, analisando os efeitos na sua estrutura e componentes. Este estudo irá ajudar no desenvolvimento da estação espacial modular Chinesa cujo primeiro módulo deverá ser lançado em 2018.



Em 2015, a China irá colocar em órbita a estação espacial TG-2 Tiangong-2. Anteriormente, havia referências sobre o facto de a TG-2 ser o veículo suplente da TG-1 e que em 2015 ou 2016 seria colocado em órbita a estação espacial TG-3 Tiangong-3. Porém, parece que a China decidiu dar um salto na evolução do seu programa espacial eliminando o passo intermédio que representava o conceito inicial do TG-2, passando para uma estação com dois portos de acoplagem (conceito este inicialmente previsto para a TG-3). Assim, e equipada com dois portos de acoplagem, a Tiangong-2 poderá receber a visita de veículo de carga logísticos que podem reabastecer a estação espacial tanto ao nível de mantimentos e experiências, bem como ao nível de propolentes necessários para

manobras orbitais. Aparentemente, a TG-2 estará também equipada com um sistema de manipulação robótica (braço-robot) que será um auxílio para a movimentação de experiências no exterior da estação espacial e um auxílio aos tripulantes em actividades extraveiculares.

A estação espacial Tiangong-2 terá uma função maioritariamente científica com a presença de várias experiências a bordo. Uma destas experiências é a 'POLAR', uma colaboração entre a China e a Suíça para a detecção de buracos negros e para a realização de experiências no âmbito das teorias quânticas.

A TG-2 deverá ter um comprimento máximo de 14,4 metros e diâmetro máximo de 4,2 metros, com uma massa de cerca de 20.000 kg. A bordo poderá albergar três tripulantes.

## Satélite russo atingido por detrito orbital

O satélite russo BLITS (35871 2009-049G) foi atingido por um pedaço de lixo orbital resultante do ensaio anti-satélite levado a cabo pela China a 11 de Janeiro de 2007 e no qual foi destruído o satélite meteorológico FY-1C Fengyun-1C. O acidente terá ocorrido a 22 de Janeiro de 2013, mas só foi relatado a 4 de Fevereiro quando os engenheiros do Instituto de Engenharia de Instrumentos de Precisão (IPIE), em Moscovo, notaram uma alteração na órbita do satélite.

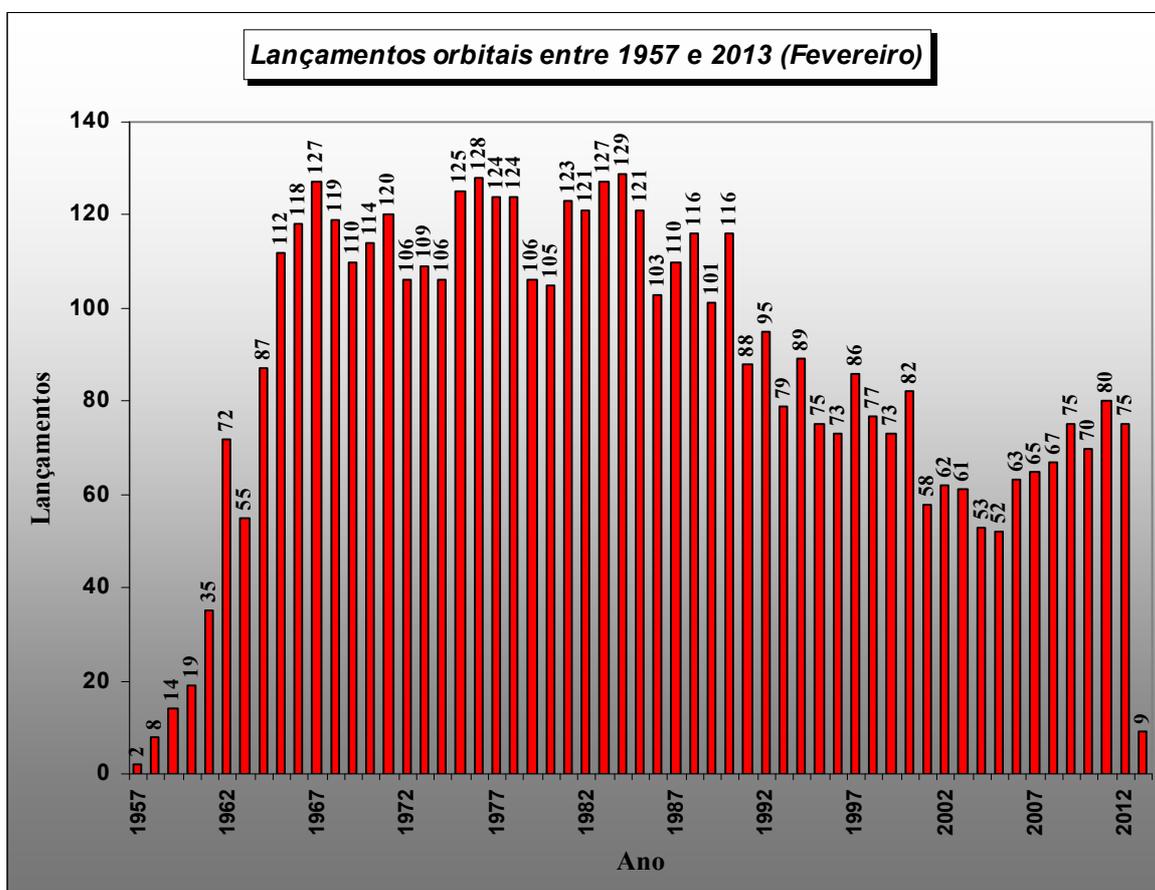
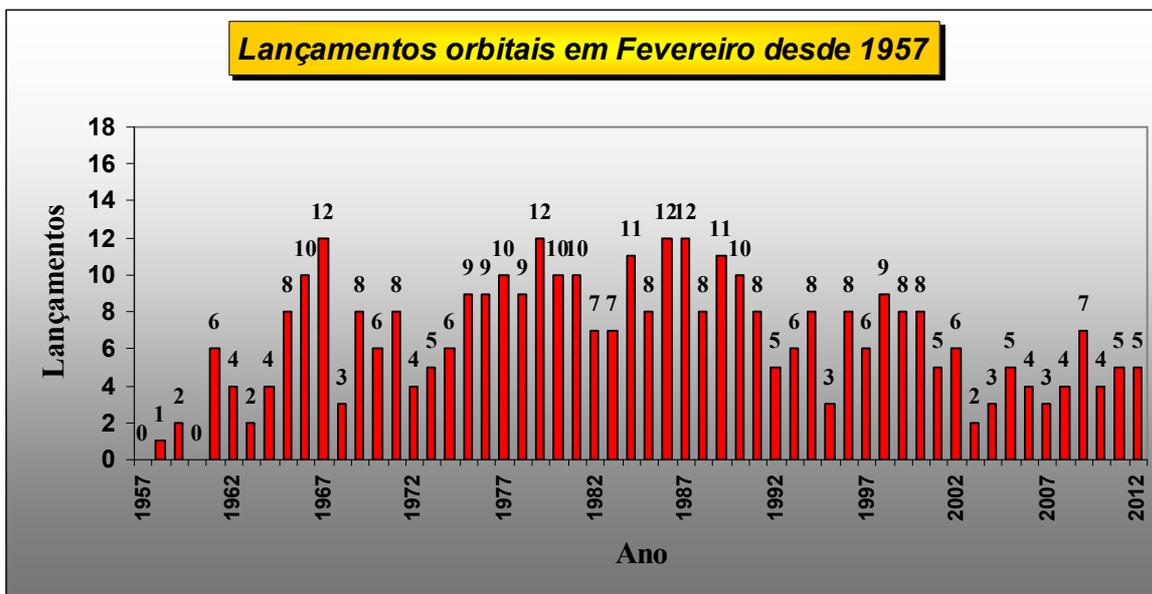
O satélite BLITS (*Ball Lens In The Space*) é seguido com precisão pelo *International Laser Ranging Service* (ILRS), com o IPIE a detectar uma repentina diminuição de 120 metros no eixo semi-maior da sua órbita e uma alteração na sua velocidade de rotação e atitude.

Observando os dados orbitais dos diferentes objectos, os engenheiros notaram uma aproximação entre o BLITS e um dos detritos causados pelo teste anti-míssil. Apesar da distância prevista indicar a não ocorrência de um impacto, o facto de este ter ocorrido a 10 segundos do previsto leva a crer que tal impacto tenha mesmo ocorrido.

O satélite BLITS foi colocado em órbita pelo foguetão 14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (002/1014) a partir da Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão, às 1555:07,679UTC do dia 17 de Setembro de 2009, e juntamente com os satélites Meteor-M (1), Sterkh-2, IRIS, Universitetskiy-Tatyana-2, UGATUSAT e Sumbandila (ZA-002).

## Lançamentos orbitais em Fevereiro de 2013

Em Fevereiro de 2013 foram levados a cabo 7 lançamentos orbitais dos quais 2 falharam, tendo-se colocado em órbita 17 satélites operacionais. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Fevereiro de 2013 foram realizados 4919 lançamentos orbitais, 371 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 7,5% do total e a uma média de 6,7 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Janeiro no qual se verificam menos lançamentos orbitais (294 lançamentos que correspondem a 6,0% do total de lançamentos com uma média de 5,3 lançamentos) e é no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (492 lançamentos que correspondem a 10,0% do total de lançamentos com uma média de 8,9 lançamentos). O total de lançamentos orbitais em 2013 corresponde a 0,18% do total de lançamento desde 1957.

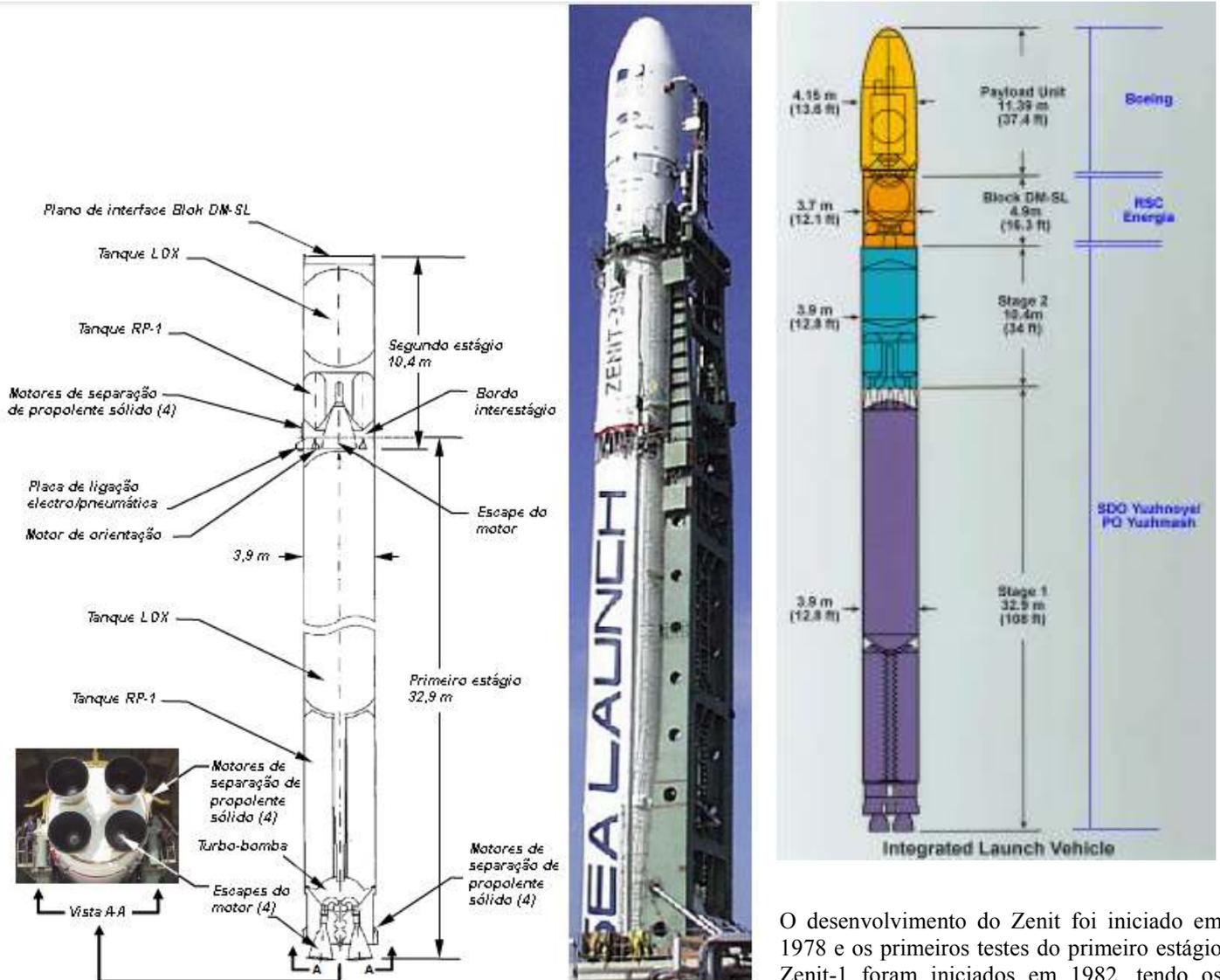


## Desastre no Pacífico

Com os ecos da reestruturação da empresa ainda a fazerem-se sentir, a *Sea Launch* foi novamente abalada por mais um desastre a 1 de Fevereiro de 2013 que resultou na perda do satélite de comunicações Intelsat-27 e na possibilidade do seu encerramento.

### O lançador Zenit-3SL/DM-SL

O foguetão Zenit-3SL/DM-SL pertence à família dos lançadores Energia e foi desenvolvido, na sua versão original como 11K77 Zenit-2, para servir como substituto dos lançadores derivados a partir de mísseis balísticos intercontinentais utilizados desde os anos 60.



trabalhos na primeira plataforma destes lançadores sido concluídos em Dezembro de 1983. Apesar de todos os trabalhos nas instalações de apoio para os veículos estarem prontas, o primeiro lançamento foi sucessivamente adiado devido aos problemas no desenvolvimento do primeiro estágio.

Finalmente a 13 de Abril de 1985 foi iniciada uma série de lançamentos de ensaio que se prolongou até 1987 colocando em órbita uma série de cargas experimentais, findos os quais todo o sistema do Zenit foi aceite para uso militar.

Uma versão do seu primeiro estágio foi utilizada como propulsor lateral do potente 11K25 Energia, entretanto abandonado. Foram construídas duas plataformas em Baikonur, mas outras plataformas em GIK-1 Plesetsk nunca foram concluídas sendo entretanto convertidas para serem utilizadas com os Angara.

Desde o início do programa que estava prevista a construção de um lançador a três estágios, o Zenit-3, para colocar cargas na órbita geossíncrona. Esta versão utilizaria o estágio 11D68 Blok-D já utilizado no 11A52 N1 e 8K82K Proton-K, podendo assim substituir este lançador na colocação de satélites na órbita de Clarke. Nos anos 80 foi considerado o seu lançamento a partir de uma base

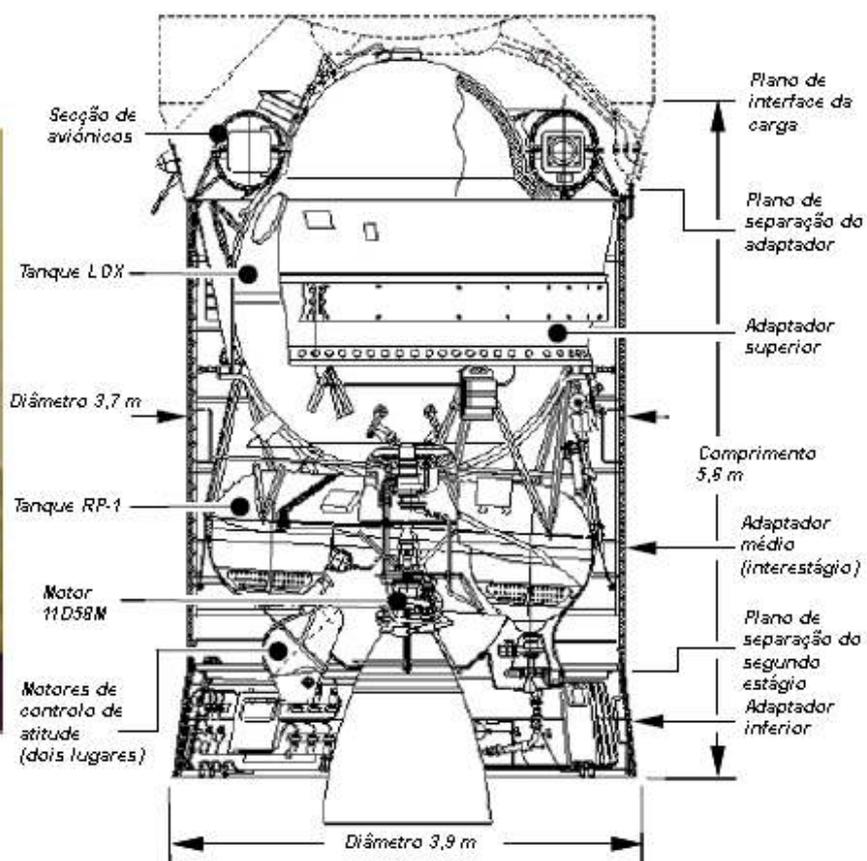
situada no Cabo York, Austrália, sendo posteriormente adoptado pelo consórcio *Sea Launch* para lançamentos a partir de uma plataforma petrolífera norueguesa reconvertida e situada no Oceano Pacífico no equador terrestre.

Este foi o 39º lançamento do Zenit-3SL (tendo também em conta os lançamentos realizados desde o Cosmódromo de Baikonur com o foguetão Zenit-3SLB) dos quais 3 fracassaram (a 12 de Março de 2000 o segundo estágio do foguetão lançador terminou a sua queima antes do previsto fazendo com que a sua carga mergulhasse no Oceano Pacífico a Sul da Ilha de Pitcaim; a 29 de Junho de 2004 o satélite Apstar-5 foi colocado numa órbita inútil; a 28 de Janeiro de 2008 o foguetão lançador explodiu na plataforma de lançamento), tendo assim uma taxa de sucesso de 92,3%. O primeiro lançamento do Zenit-3SL ocorreu a 28 de Março de 1999 (0129:59UTC) tendo colocado em órbita o satélite DemoSat (25661 1999-014A). Por outro lado, o primeiro fracasso teve lugar no seu terceiro lançamento ocorrido a 12 de Março de 2000 (1449:15UTC) quando falhou o lançamento do satélite ICO F-1.

O Zenit-3SL desenvolve uma força de 740.000 kgf no lançamento, tendo um peso de 471.000 kg. Tem um comprimento de 59,6 metros e um diâmetro de 3,9 metros. O seu primeiro estágio, Zenit-1, tem um peso bruto de 354.300 kg, pesando 28.600 kg sem combustível. No lançamento desenvolve 834.243 kgf, tendo um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 311 s e um Tq de 150 s. Tem um comprimento de 32,9 metros e um diâmetro de 3,9 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-171 (11D521), com quatro câmaras de combustão, que consome LOX/Querosene. Este motor tem um peso de 9.500 kg, um diâmetro de 4,0 metros e um comprimento de 3,8 metros, sendo capaz de desenvolver 806000 kgf (vácuo) com um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 309 s e um Tq de 150 s. Uma versão deste estágio foi utilizada como propulsor lateral no lançador 11K25 Energia e recuperados após o lançamento com o uso de pára-quedas.

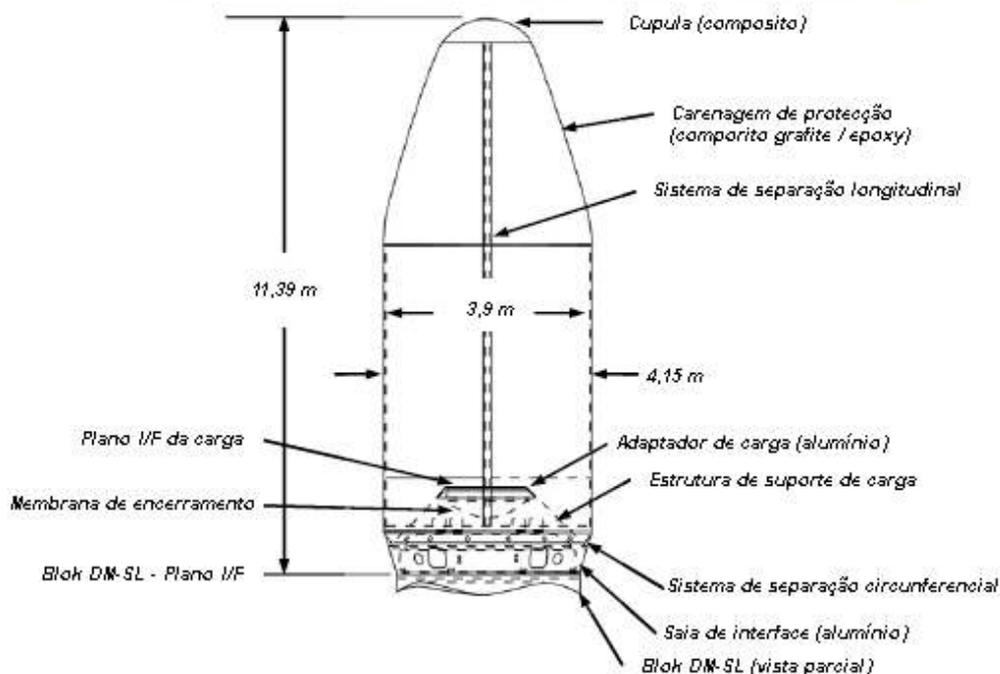


Blok DM-SL (sem o interestágio)



O segundo estágio, Zenit-2, tem um peso bruto de 90.600 kg e uma massa de 9.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 93.000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 349 s e um Tq de 315 s. Tem um diâmetro de 3,9 metros e um comprimento de 11,5 metros. Está equipado com um motor RD-120 (também designado 11D123). Desenvolvido por Valentin Glushko, o motor tem um peso de 1.125 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 3,9 metros, desenvolvendo 85.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 350 s e um Tq de 315 s. O RD-120 tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

O terceiro estágio, Blok DM-SL ou 11D68, tem um peso bruto de 17.300 kg e uma massa de 2.720 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.660 kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 650 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros e um comprimento de 5,6 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenhado por Korolev e desenvolvido entre 1970 e 1974, 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/Querosene.



A seguinte tabela indica os últimos 10 lançamentos levados a cabo pelo Zenit-3SL/DM-SL:

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador / Est. DM-SL	Carga
2008-013	16-Mar-08	22:47:59,11	SL-26/26L	DirecTV-11 (32719 2008-013A)
2008-024	21-Mai-08	09:34:59,10	SL-27/27L	Galaxy-18 (32951 2008-024A)
2008-035	16-Jul-08	05:20:59,14	SL-28/28L	EchoStar-XI (33207 2008-035A)
2008-045	24-Set-08	09:27:59,108	SL-29/29L	Galaxy-19 (33376 2008-045A)
2009-020	20-Abr-09	08:15:59,155	SL-??/30L	Sicral-1B (34810/2009-020A)
2011-051	24-Set-11	20:17:55,064	SL-??/31L	Atlantic Brid-7 (37816 2011-051A)
2012-030	01-Jun-12	05:22:59,111	SL-33/32L	Intelsat-19 (38356 2012-030A)
2012-045	19-Ago-12	06:54:59,145	SL-34/33L	Intelsat-21 (38749 2012-045A)
2012-069	03-Dez-12	20:43:59,237	SL-35/34L	Eutelsat-70B (39020 2012-069A)
2013-F01	01-Fev-13	06:55:59	SL-36/35L	Intelsat-27

Os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Zenit-3SL/DM-SL. Todos os lançamentos são executados desde a plataforma Odyssey situada no Oceano Pacífico a 154° de longitude Oeste sobre o equador terrestre. Tabela: Rui C. Barbosa

### ***Lançamento do Intelsat-27***

A 28 de Outubro de 2012 o navio de carga Condock-IV partia do porto de Oktyabrsky, Ucrânia, transportando o foguetão 11K77 Zenit-2S n.º SL36, chegando às instalações do porto de abrigo da *Sea Launch* em Long Beach, Califórnia, a 7 de Dezembro. O estágio superior Blok DM-SL n.º 35L encontrava-se já nas instalações da *Sea Launch* desde os princípios de 2012. O equipamento de acomodação de carga, fornecido pela Boeing Commercial Space Company, chegou ao Home Port a 5 de Dezembro.

A 30 de Outubro, a *Sea Launch AG*, através da *Energia Logistics Ltd.*, levou a cabo o denominado *Hardware Acceptance Review* do foguetão Zenit-2S que seria utilizado para o lançamento do satélite de comunicações Intelsat-27. Este processo verifica diversos parâmetros do foguetão antes do seu transporte para as instalações da *Sea Launch* nos Estados Unidos, sendo este processo levado a cabo por uma equipa de especialistas da *Energia Logistics Ltd.* juntamente com especialistas da Corporação RKK Energia ‘Sergei Korolev’.

O satélite Intelsat-27 chegava às instalações da *Sea Launch* a 28 de Novembro. Após chegar à Califórnia, o satélite foi submetido a um série de testes para verificar a sua integridade e a não existência de danos devido ao transporte. Para além dos testes de integridade, o Intelsat-27 foi sendo submetido a outros testes, tais como testes eléctricos e mecânicos. Com todos os testes finalizados e comunicados à Intelsat, o satélite foi abastecido com os propelentes e gases de pressurização necessários para as suas manobras orbitais após a separação do último estágio do foguetão lançador. Finalizadas as operações de abastecimento, o satélite foi colocado no adaptador do veículo lançador (9 de Janeiro de 2013) que permite a sua ligação física com o foguetão e a separação do satélite uma vez em órbita através de um sistema pirotécnico. Colocado posteriormente no interior da carenagem de protecção, o conjunto foi então transportado para o *Assembly Command Ship (ACS)* (a 10 de Janeiro) onde foi acoplado ao último estágio do lançador que depois foi transferido para a plataforma *Odyssey*. Aqui, o foguetão foi colocado na posição vertical na plataforma de lançamento (11 de Janeiro) numa série de testes eléctricos e funcionais antes da partida da plataforma de lançamento para a zona no Oceano Pacífico a partir da qual teria lugar a missão.



A plataforma Odyssey iniciou a sua viagem a 15 de Janeiro, enquanto que o Sea Launch Commander ACS zarpava a 19 de Janeiro.



A 24 de Janeiro era anunciado que o lançamento seria adiado por 24 horas, estando inicialmente previsto para ter lugar às 0656UTC do dia 31 de Janeiro e sendo adiado para as 0655:59UTC do dia 1 de Fevereiro. O adiamento ficou a dever-se ao facto de que como este lançamento utilizaria o sistema TDRSS para a transmissão de dados e como o lançamento do satélite TDRS-K (utilizaria o sistema TDRSS para a transmissão de dados) que estava inicialmente previsto para o dia 30 de Janeiro foi adiado para o dia 31 de Janeiro, o lançamento da Sea Launch sofreu com este adiamento pois havia a necessidade de haver uma separação de um dia para a reconfiguração do sistema. Porém, tudo estava pronto para o lançamento do Intelsat-27 na data inicial.

As duas embarcações chegavam ao local de lançamento a 26 de Janeiro e o início da contagem decrescente de 72 horas teve lugar às 0140UTC do dia 27 de Janeiro. Nesta fase dos preparativos para o lançamento, o Sea Launch Commander encontra-se lado a lado com a plataforma Odyssey, sendo as duas embarcações periodicamente ligadas por uma ponte que facilita a passagem a pé. Após a chegada ao local de lançamento dá-se a inundação de parte dos suportes da plataforma de lançamento fazendo assim com que se torne mais estável em preparação para a missão.

Com o foguetão removido do hangar de protecção e colocado na posição vertical, os especialistas procederam a testes do sistema de lançamento e do satélite, iniciando posteriormente a contagem decrescente final. Durante os preparativos finais para o lançamento procedeu-se à evacuação da plataforma de lançamento e o Sea Launch Commander foi colocado a cerca de 5 km de distância.

Os preparativos para o lançamento decorreram sem problemas e o braço ector do foguetão lançador foi removido para o hangar às 0648UTC cujas portas foram encerradas às 0652UTC, proporcionando assim uma protecção ao sistema. Pelas 0654UTC a unidade de carga começava a utilizar as suas fontes internas para o fornecimento de energia. O lançamento do foguetão Zenit-3SL/DM-SL (SL36/35L) com o satélite de comunicações teria lugar às 0655:59UTC do dia 1 de Fevereiro.

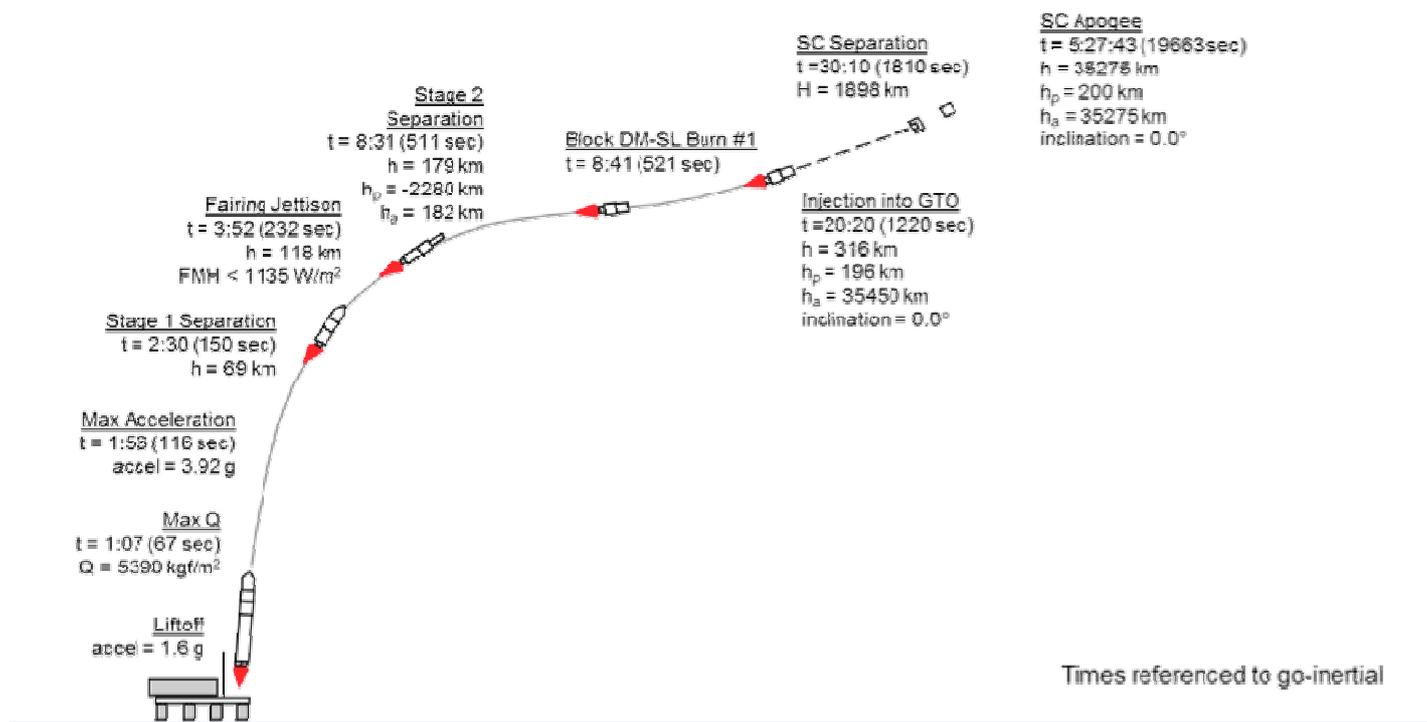
Nos primeiros segundos do voo ninguém se apercebeu de que alguma coisa de errado efectivamente se passava, porém o lançador Zenit-3 havia seguido uma direcção errada devido a uma falha no primeiro estágio. O foguetão acabaria por se despenhar no Oceano Pacífico. Poucas horas depois do lançamento a Sea Launch emitia um comunicado onde anunciava a ocorrência de uma falha na missão, “...a aproximadamente 40 segundos após a ignição do lançamento do satélite Intelsat-27, toda a telemetria foi perdida

indicando a perda da missão.” Foi de seguida estabelecido um denominado *Failure Review Oversight Board* para determinar a causa do acidente.

As análises iniciais indicam que o lançador não seguiu a trajectória correcta devido a uma falha numa bomba hidráulica a 4 segundos após o lançamento. Esta falha levou a que os motores não desenvolvessem a força necessária, levando a que a propulsão do primeiro estágio foi desconectada cerca de 24 segundos após o lançamento, com o veículo a cair no Pacífico a 56 segundos após o lançamento. As conclusões da comissão que investigaria o acidente serão apresentadas em Abril de 2013. Após o acidente, o navio de comando regressaria a Long Beach a 10 de Fevereiro enquanto que a plataforma Odyssey regressaria no dia 17 de Fevereiro.



À esquerda o lançamento do foguetão Zenit-3SL/DM-SL (SL36/35L) com o satélite de comunicações Intelsat-27 às 0655:59UTC do dia 1 de Fevereiro de 2013. O impacto com as águas do Oceano Pacífico originaria uma explosão às 0656:55UTC. Essa explosão é visível nas imagens da transmissão do lançamento (direita). Imagens: *Sea Launch*.



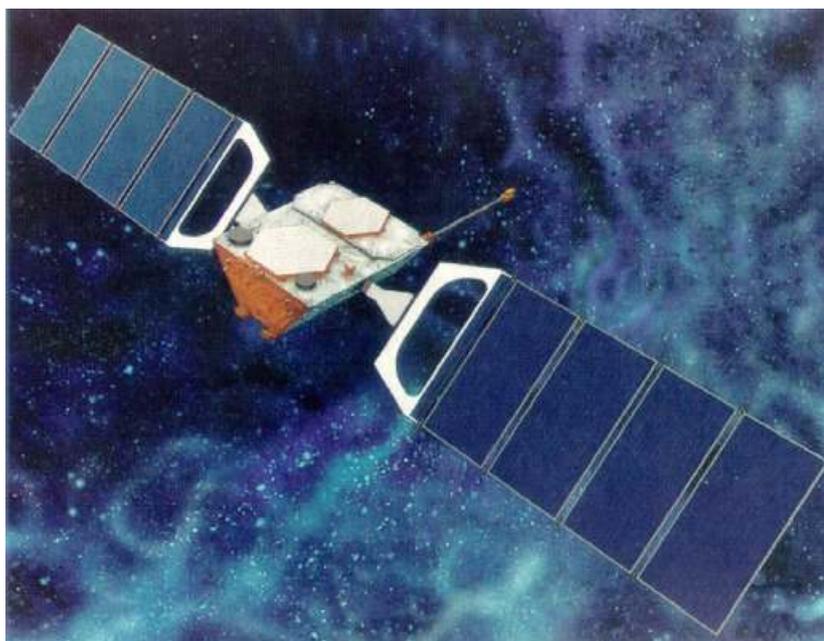
Esquema das diferentes fases do lançamento do satélite Intelsat-27 tal como deveria ter ocorrido. Imagem: *Sea Launch*.

## Os últimos satélites Globalstar

Continuando a renovar a sua frota de satélites de comunicações móveis, a *Globalstar* contratou a *Starsem*, uma subsidiária da *Arianespace*, para colocar em órbita os novos satélites Globalstar-2. Os seis últimos veículos desta série foram lançados a 6 de Fevereiro de 2013 desde o Cosmódromo de Baikonur

### *A rede Globalstar*

A rede *Globalstar* fornece serviços de voz e de dados em todo o globo terrestre utilizando uma frota orbital de satélites. No entanto, para melhor compreender porque razão a tecnologia fornece à *Globalstar* uma vantagem sobre outros serviços, é necessário compreender os conceitos de ‘portas de passagem’, ‘fluxos de chamadas’, ‘diversidade de caminhos’ e ‘tecnologia sem fios’.



### *Os satélites Globalstar*

Existem dois tipos distintos de satélites utilizados para fornecer serviços de voz e dados: LEO (*Low Earth-Orbit*) e GEO (*Geostationary Orbit*). A *Globalstar* construiu a sua rede utilizando satélites LEO devido à sua capacidade de fornecer uma melhor qualidade de voz.

Os satélites *Globalstar* orbitam a uma altitude média de 1.414 km acima da superfície terrestre, e demoram menos de duas horas a completar uma órbita. A sua proximidade relativa permite aos sinais de voz e de dados viajarem rapidamente, resultando em comunicações fiáveis e claras. Mesmo os clientes que utilizem dispositivos de recepção de sinal de satélite de baixa potência, tais como telefones portáteis, podem esperar uma qualidade de voz digital que é comparável à qualidade de voz nos telemóveis normais. Dada a sua velocidade e a quantidade de satélites em órbita, as falhas na cobertura são mínimas e são corrigidas em poucos minutos. Os satélites em

órbitas baixas comunicam facilmente com os dispositivos *Globalstar* utilizando antenas omnidireccionais dado que somente necessitam de um campo de visão desimpedido para o céu para funcionarem, e não uma calibração específica.

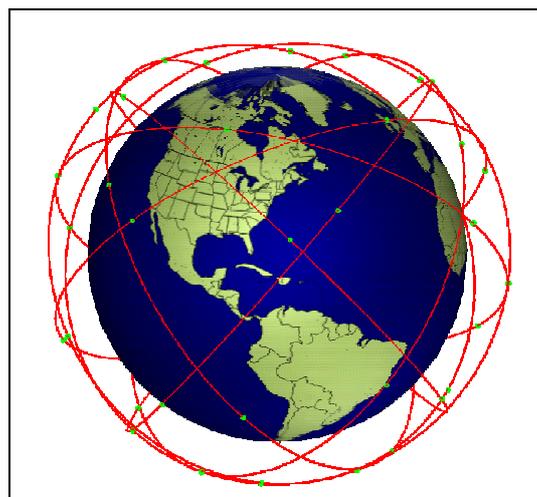
Em comparação, os satélites em órbita geostacionária orbitam a cerca de 36.000 km de altitude e movem-se com a Terra, nunca alterando a sua localização. Podem assim ocorrer atrasos de voz perceptíveis ou ecos devido às distâncias significativas que envolvem as transferências de sinais. Os dispositivos de satélites GEO são relativamente mais caros e utilizam antenas direccionais que têm de ser apontadas para o satélite para funcionar.

### *Portas de passagem*

Estas instalações permitem a transferência de dados e voz entre a rede sem fios da *Globalstar* e a rede pública normal de telefones. A *Globalstar* utiliza muitas portas de passagem estrategicamente localizadas em todo o globo para lidar de forma eficiente com estas transferências, otimizando assim a qualidade de transmissão de voz e dados. Podem ser levadas a cabo melhorias rápidas no sistema de redes nestas instalações, permitindo assim à *Globalstar* colocar rapidamente à disposição dos seus clientes as melhorias efectuadas nos seus serviços.

### *Fluxos de chamadas*

Os fluxos de chamadas da *Globalstar* foram desenhados para atingir um objectivo – proporcionar uma soberba qualidade de serviços de voz. Para atingir este resultado, a emissão de chamadas dos telefones da *Globalstar* são ligadas directamente para o mínimo de um e até três satélites em órbita de uma só vez, e depois entregue à porta de passagem regional mais próxima para a finalização da chamada através da rede fixa. A recepção de chamadas pode seguir o mesmo caminho, mas em sentido contrário. Em comparação, alguns fornecedores de serviços com satélites em órbitas terrestres baixas transferem as chamadas entre satélites até se encontrarem em linha de visão com a sua única porta de passagem. Este fluxo de chamadas pode resultar num alto nível de degradação da qualidade de voz dependendo do número de passagens entre satélites necessárias para atingir este única porta de passagem.



### Cobertura e Diversidade de caminhos

A *Globalstar* utiliza um método patenteado de recepção de sinal, denominado 'Diversidade de caminhos' (*Path Diversity™*), para ligar uma única chamada a três satélites de uma só vez, para assim reduzir de forma significativa o atraso de voz e melhorar a sua qualidade. A 'Diversidade de caminhos' (*Path Diversity™*) permite a um receptor digital combinar múltiplos sinais relevantes de várias potências num único sinal sem estática. À medida que os satélites se movem para dentro e fora do campo de visão, eles são



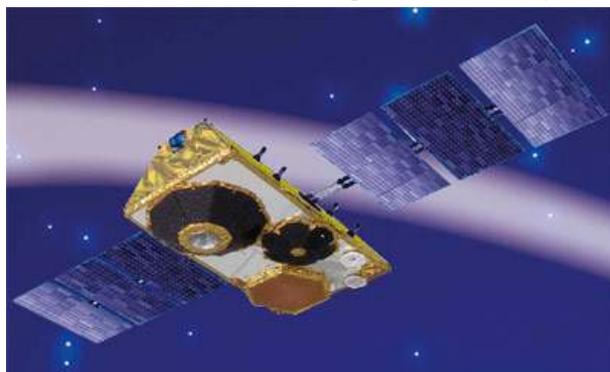
adicionados e removidos do processo de chamada, reduzindo assim o risco de ocorrência de interrupções. Isto permite à *Globalstar* fornecer uma grande cobertura com menos potencial de bloqueio de sinal por edifícios, massas de terreno ou outras características naturais.

O funcionamento em conjunto de múltiplos satélites *Globalstar* garante que se um satélite tem uma falha temporária, um outro pode responder a esse falha rapidamente e a cobertura global não fica assim impedida de forma significativa. Em comparação, um único satélite na órbita geossíncrona fornece uma larga cobertura, o que resulta em distúrbios nos serviços globais caso ocorra algum problema, mesmo de forma temporária. Os serviços da *Globalstar* estão disponíveis desde os 70° de latitude

Norte até aos 70° de latitude Sul, o que representa mais de 75% da superfície do planeta. A rede foi desenhada para fornecer serviços às zonas temperadas do globo onde a maior parte dos clientes da *Globalstar* necessitam de cobertura; porém, a cobertura também se estende para as zonas mais quentes do planeta, perto do equador. Uma equipa da *Globalstar* monitoriza de forma regular a rede para garantir que as operações são óptimas a todo o tempo.

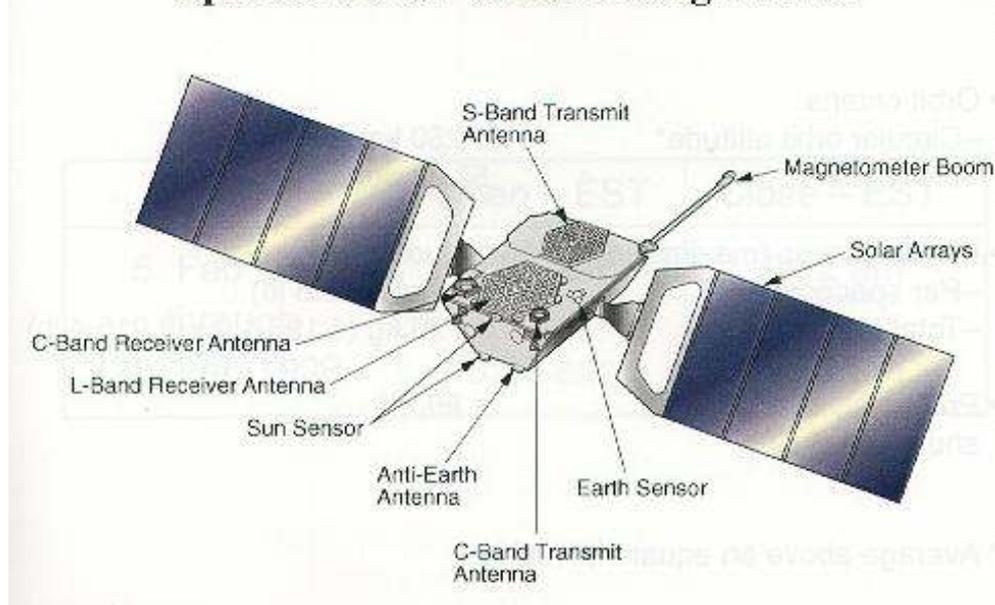
### Tecnologia sem fios

A *Globalstar* utiliza uma versão da tecnologia *Code Division Multiple Access* (CDMA) baseada no standard IS-95 CDMA. A tecnologia CDMA forma os fundamentos dos serviços 3G sem fios de terceira geração, que são utilizados por mais de 128 milhões de pessoas em todo o mundo. Esta tecnologia de transmissão digital permite a um grande número de clientes sem fios acederem de forma simultânea a um único canal de frequência de rádio. O resultado é menos interferência e um aumento da capacidade quando comparável a sistemas análogos tais como os sistemas *Frequency Division Multiple Access* (FDMA). A tecnologia avançada da *Globalstar* já deu resultados provados e foi desenhada para



levar os seus clientes para o futuro da tecnologia das comunicações sem fios.

### Spacecraft On-Orbit Configuration



Os satélites *Globalstar* são construídos pela *Alcatel Alenia Space* e têm uma massa de 700 kg, tendo uma forma trapezoidal. Estão equipados com 16 repetidores de banda C a banda S e 16 receptores de banda L a banda C.

Uma vez totalmente em órbita, a segunda geração de satélites *Globalstar* vai permitir serviços melhorados com velocidades de transmissão de dados de 256 kbps numa configuração muito mais flexível. Entre os produtos suportados estão a multi-transmissão, sistema de mensagens avançado (multimédia ou MMS), vídeo móvel, serviços de geo-localização, dispositivos de multi-banda e de multi-modo, e serviços de dados com integração de GPS.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2010-054	B15000-009/1023/ST22	19-Out-10	17:10:59	Globalstar-M073 (37188 2010-054A)
				Globalstar-M074 (37189 2010-054B)
				Globalstar-M075 (37190 2010-054C)
				Globalstar-M076 (37191 2010-054D)
				Globalstar-M077 (37192 2010-054E)
				Globalstar-M079 (37193 2010-054F)
				Globalstar-M083 (37739 2011-033A)
				Globalstar-M088 (37740 2011-033B)
				Globalstar-M091 (37741 2011-033C)
2011-033	IO15000-008/1024/ST23	13-Jul-11	02:27:04,070	Globalstar-M085 (37742 2011-033D)
				Globalstar-M081 (37743 2011-033E)
				Globalstar-M089 (37744 2011-033F)
				Globalstar-M084 (38040 2011-080A)
				Globalstar-M080 (38041 2011-080B)
				Globalstar-M082 (38042 2011-080C)
				Globalstar-M092 (38043 2011-080D)
				Globalstar-M090 (38044 2011-080E)
				Globalstar-M086 (38045 2011-080F)
2011-080	B15000-007/1027/ST-24	28-Dez-11	17:09:01	Globalstar-M078 (39072 2013-005A)
				Globalstar-M093 (39073 2013-005B)
				Globalstar-M094 (39074 2013-005C)
				Globalstar-M095 (39075 2013-005D)
				Globalstar-M096 (39076 2013-005E)
				Globalstar-M097 (39077 2013-005F)
				Globalstar-M094 (39074 2013-005C)
				Globalstar-M095 (39075 2013-005D)
				Globalstar-M096 (39076 2013-005E)
2013-005	H15000-011/1029/ST-26	06-Fev-13	16:04:24,128	Globalstar-M097 (39077 2013-005F)
				Globalstar-M094 (39074 2013-005C)
				Globalstar-M095 (39075 2013-005D)
				Globalstar-M096 (39076 2013-005E)
				Globalstar-M097 (39077 2013-005F)
				Globalstar-M094 (39074 2013-005C)
				Globalstar-M095 (39075 2013-005D)
				Globalstar-M096 (39076 2013-005E)
				Globalstar-M097 (39077 2013-005F)

### *O foguetão 14A14 Soyuz-2*

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

O lançador é também conhecido pela designação Soyuz-ST e foi especialmente desenhado para uma utilização comercial aumentando a sua performance geral apesar de o desenho básico do veículo permanecer o mesmo. As alterações foram realizadas ao nível de uma melhoria da performance dos motores do primeiro e do segundo estágio com novos injectores e alteração da mistura

dos propolentes; aumento na performance do terceiro estágio; introdução de um novo sistema de controlo permitindo uma alteração do plano orbital já durante o voo<sup>1</sup>; introdução de um novo sistema de telemetria digital para a monitorização do lançador e a introdução de uma nova ogiva de protecção de carga com um diâmetro de 3,6 metros.

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

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

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

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

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

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

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



<sup>1</sup> Todas as versões anteriores dos lançadores derivados do R-7 eram lançadas com uma trajectória fixa na qual a mesa da plataforma de lançamento rodava, sendo colocada no azimute de voo pretendido.

Lançamento	Data	Hora UTC	Versão	N.º Série	Local Lançamento	Carga
2010-058	2-Nov-10	00:58:39	1A/Fregat	167/1022	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-3 (37212 2010-058A)
2011-009	26-Fev-11	03:07:00	1B/Fregat	77024208/1035	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2471 (37372 2011-009A)
2011-018	4-Mai-11	17:41:33	1A/Fregat	230/1028	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-4 (37398 2011-018A)
2011-033	13-Jul-11	2:27:04	1A/Fregat	IO15000-008/1024/ST23	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-M082 (37739 2011-033A) Globalstar-M088 (37740 2011-033B) Globalstar-M091 (37741 2011-033C) Globalstar-M085 (37742 2011-033D) Globalstar-M081 (37743 2011-033E) Globalstar-M089 (37744 2011-033F)
2011-055	2-Out-11	00:15:14	1B/Fregat	7x0xx209/1045	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2474 (37829 2011-055A)
2011-F04	23-Dez-11	12:08:10	1B/Fregat	7x00xx164/1042	GIK-1 Plesetsk LC43/4	14Φ112 Meridian-15JL Globalstar-M084 (38040 2011-080A) Globalstar-M080 (38041 2011-080B) Globalstar-M082 (38042 2011-080C) Globalstar-M092 (38043 2011-080D) Globalstar-M090 (38044 2011-080E) Globalstar-M086 (38045 2011-080F)
2011-080	28-Dez-11	17:09:01	1A/Fregat	B15000-007/1027	Baikonur LC31 PU-6	MetOp-B (38771 2012-049A)
2012-049	17-Set-12	16:28:40	1A/Fregat-M	J115000-012/1037	Baikonur LC31 PU-6	Meridian-6 (38995 2012-063A) Globalstar-M078 (39072 2013-005A) Globalstar-M093 (39073 2013-005B) Globalstar-M094 (39074 2013-005C) Globalstar-M095 (39075 2013-005D) Globalstar-M096 (39076 2013-005E) Globalstar-M097 (39077 2013-005F)
2012-063	14-Nov-12	11:42:46	1A/Fregat-M	77046267/1034	GIK-1 Plesetsk LC43/4	
2013-005	06-Dez-13	16:04:24	1A/Fregat-M	I115000-011/1029	Baikonur LC31 PU-6	

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

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



**Imagens dos preparativos do foguetão 14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat-M (H15000-011/1029/ST26) no edifício de integração e montagem. Imagens: TsENKI.**

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

<sup>2</sup> O satélite CoRoT (29678 2006-063A) foi colocado em órbita às 1423:38,292UTC do dia 27 de Dezembro de 2006 desde a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC36 (17P32-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur por um foguetão 14A14 Soyuz-2.1b/Fregat (001/1013).

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

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

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



### *A missão ST-26*

Os satélites Globalstar-2 que seriam lançados na missão ST-26 chegaram ao Cosmódromo de Baikonur em pares nos dias 17 de Outubro de 2012, 14 de Novembro e 11 de Dezembro. Após a chegada ao cosmódromo os satélites foram submetidos a uma inspecção nas instalações de processamento de carga da Área 112 (MIK 112) e de seguida começaram a ser preparados para o lançamento.



A 15 de Janeiro de 2013 os satélites estavam já integrados no sistema de transporte de carga que permite o lançamento de seis satélites de forma simultânea. Este sistema é dividido em duas parte: a parte superior e a parte inferior. Na parte superior estão colocados dois satélites, enquanto que na parte inferior são transportados os restantes quatro satélites. Em órbita, os dois satélites na parte superior separam-se em primeiro lugar. Este sistema tem uma altura de 6,7 metros.



O abastecimento do estágio Fregat-M (1029) foi finalizado a 21 de Janeiro e neste dia começavam também os preparativos para o lançamento na plataforma PU-6 (17P32-6). Neste mesmo dia os satélites eram colocados em posição para serem acoplados ao estágio Fregat-M. Isto veio a acontecer no dia 24 de Janeiro.



**A colocação do sistema de transporte com os seis satélites Globalstar-2 sobre o estágio Fregat-M. Imagens. TsENKI.**

Com os seis satélites agora instalados no estágio Fregat-M, todo o sistema composto foi colocado na posição horizontal permitindo assim a sua colocação no interior da carenagem de protecção do foguetão lançador. Esta carenagem tem 11,4 metros de comprimento e 4,1 metros de diâmetro. Os satélites seriam colocados no interior da carenagem de protecção a 27 de Janeiro.



Com os satélites no interior da carenagem de protecção, e constituído assim a Unidade Orbital, esta foi transportada desde o MIK 112 para o MIK 40 da Área 31 onde se procedeu ao processamento e preparação do foguetão 14A14-1A Soyuz-2-1A (И15000-011) para o lançamento.



**A carenagem de protecção contendo os seis satélites Globalstar-2, é acoplada ao terceiro estágio Blok-I do foguetão lançador no interior das instalações de processamento MIK 40. Imagens: TsENKI.**

Chegada ao MIK 40, a Unidade Orbital é numa primeira fase acoplada ao terceiro estágio do foguetão lançador, Blok-I. O conjunto é posteriormente acoplado ao estágio central, Blok-A, ao qual já estão acoplados os quatro propulsores laterais que constituem o primeiro estágio do lançador. Com estes procedimentos finalizados, o foguetão 14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat-M (И15000-011/1029/ST26) foi transportado para a Plataforma de Lançamento PU-6 às primeiras horas do dia 2 de Fevereiro.

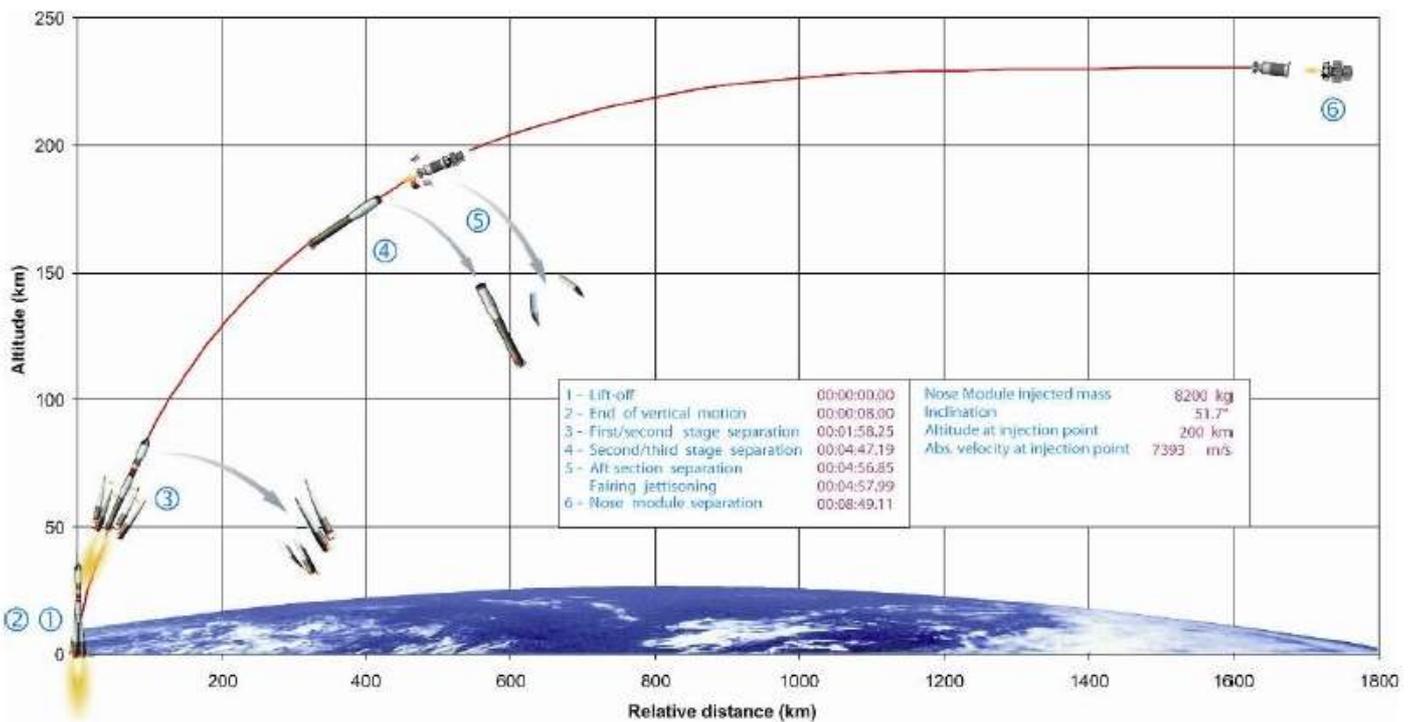


Após ser colocado na plataforma de lançamento, iniciam-se dois dias de preparativos para a missão. A contagem decrescente final para o lançamento tem início a T-10 horas, ocorrendo também o início da verificação dos sistemas do foguetão lançador. A T-5h dá-se a verificação dos sistemas do estágio superior Fregat-M. A T-4h 20m tem lugar a reunião da Comissão Técnica que autorizou o abastecimento do lançador que entretanto tem início a T-4h. A remoção das plataformas de serviço ocorre a T-30m.

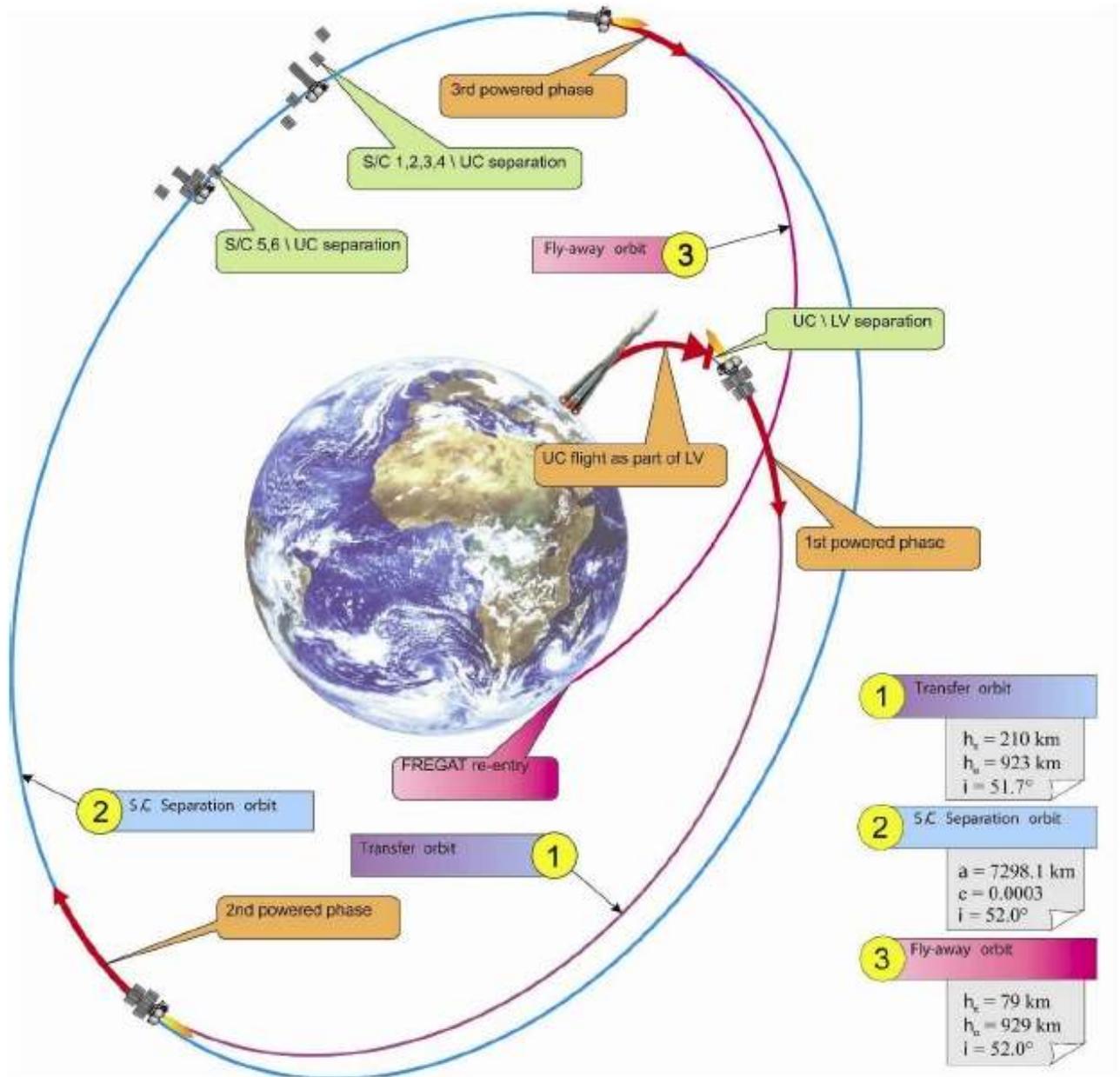
A pressurização dos tanques de propelente em preparação da ignição dos motores tem lugar a T-2m 35s. A T-45s o lançador começa a utilizar as suas fontes internas para o fornecimento de energia e a ignição dos motores tem lugar a T-20s, atingindo uma força intermédia. O lançamento acabaria por ter lugar às 1604:24,128UTC do dia 6 de Fevereiro.







1- Lançamento; 2 – Fim do movimento vertical; 3 – Separação entre o primeiro e o segundo estágio; 4 – Separação entre o segundo e o terceiro estágio; 5 – Separação da secção posterior e separação da carenagem de protecção; 6 – Separação da Unidade Orbital com os satélites juntamente com o estágio Fregat-M. Imagem: *Arianespace*.



A missão ST-26 foi concluída com sucesso e os seis satélites acabariam por ser colocados nas respectivas órbitas operacionais. Após atingir a órbita terrestre o estágio Fregat-M executou duas queimas para elevar a órbita do conjunto. Após a sua estabilização, os dois satélites localizados na parte superior do sistema de transporte separaram-se a T+1 h 38 m. Os restantes quatro satélites separavam-se 100 segundos depois.

## Arianespace lança dois satélites de comunicações

O primeiro lançamento da Arianespace em 2013 viu um foguetão Ariane-5ECA a colocar em órbita dois satélites de comunicações, mantendo assim a sua posição de liderança no lucrativo mercado internacional do lançamento de satélites.

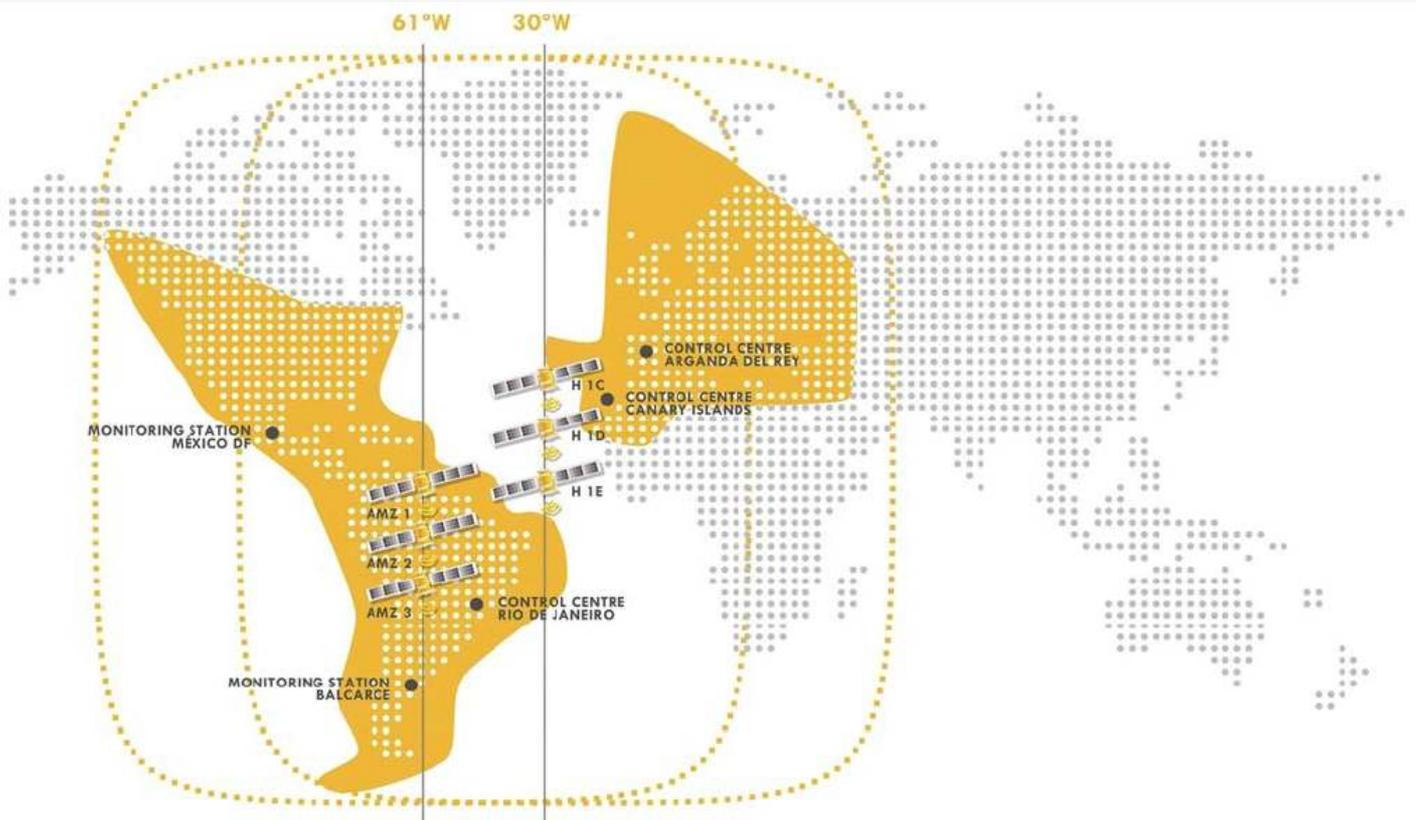
### *A carga da missão VA212*

O foguetão Ariane-5ECA (L568) que foi utilizado na missão VA212 transportou o satélite Amazonas-3, pertencente ao *Grupo Hispasat*, e o Azerspace-1/Africasat-1a, pertencente à empresa Azercosmos.



O oitavo operador mundial de comunicações por satélite, o *Grupo Hispasat*, obteve duas posições orbitais (30° e 61° Oeste) para criar uma ligação única entre a Europa e a América. Sendo líder no mercado da retransmissão em Castelhana e Português, a *Hispasat* transmite mais de 1.250 programas de rádio e de televisão, em particular via pacotes *Direct-To-Home* (DTV) e televisão de alta definição *High Definition Television* (HDTV). A *Hispasat* está também profundamente envolvida em programas nacionais e Europeus de investigação e desenvolvimento, juntamente com a indústria aeroespacial Espanhola.

Com uma frota de cinco satélites, a *Hispasat* está a gerir um programa de desenvolvimento de frota que envolve o lançamento do Amazonas-3, mas também dos futuros Hispasat-AG1 e Hispasat-1F, seguindo a senda do Amazonas-2 em 2009 e do Hispasat-1E em 2010.



A área da cobertura global dos satélites do *Grupo Hispasat*. Imagem: *Grupo Hispasat*.

Lançamento	Data	Hora UTC	Modelo	N.º Série	Local Lançamento	Carga
2000-007	3-Fev-00	23:30:01	Spacebus-3000B2	Atlas-IIAS (AC-158)	Cabo Canaveral SLC-36B	Hispasat-1C (26071 2000-007A)
2002-044	18-Set-02	22:01:01	Spacebus-3000B2	Atlas-IIAS (AC-159)	Cabo Canaveral SLC-36B	Hispasat-1D (27528 2002-044A)
2004-031	04-Ago-04	22:32:00	Eurostar-3000S	8K82KM Proton-M/Briz-M (53507/88508)	GIK-5 Baikonur LC200 PU-39	Amazonas-1 (28393 2001-031A)
2009-054	01-Out-09	21:59:07	Eurostar-3000S	Ariane-5ECA (V191/L549)	CSG Kourou ELA3	Amazonas-2 (25942 2009-054A)
2010-070	29-Dez-10	21:27:07	SS/L-1300	Ariane-5ECA (V199/L557)	CSG Kourou ELA3	Hispasat-1E (37264 2010-070A)
2013-006	07-Fev-13	21:36:07	SS/L-1300	Ariane-5ECA (L568/VA212)	CSG Kourou ELA3	Amazonas-3 (39078 2013-006A)



O Amazonas-3 foi o 7º satélite da *Hispatat* lançado pela Arianespace e é um satélite de comunicações desenvolvido e construído pela *Space Systems/Loral*, Palo Alto – Califórnia. Para além de suplementar os serviços oferecidos pela Hispatat a partir da sua posição orbital a 61º Oeste, o Amazonas-3 será um passo adiante em direcção do acesso global à Internet na América do Sul, fazendo assim uma contribuição significativa ao estabelecer uma ponte que fará a união da separação digital.

A presença da inovadora carga de banda Ka no Amazonas-3, torna a *Hispatat* a primeira operadora na América do Sul a abrir a porta aos serviços interactivos e aplicações multimédia via satélite, nomeadamente: a retransmissão de plataformas de TV, o estabelecimento de redes móveis e fixas para empresas, serviço de banda larga sem restrições geográficas, soluções integradas de comunicações para os operadores de telecomunicações, e o estabelecimento de rede de tele-treino e de tele-medicina.



O satélite é baseado na plataforma SS/L-1300, com mais de 1.900 anos de experiência acumulada em órbita. A tabela mostra as principais características do satélite.

<b>Dimensões (m)</b>	8,10 x 3,60 x 2,90, envergadura em órbita: 26,06 metros
<b>Massa (kg)</b>	6.265 (lançamento)
<b>Energia</b>	Carga > 14 kW 3 baterias de íões de lítio
<b>Propulsão</b>	Biliquida (MMH & NTO) Motor de apogeu 455 N e motores 22 N para controlo orbital
<b>Estabilização</b>	Rotação transversal na separação; estabilização nos três eixos espaciais em órbita operacional
<b>Capacidade de Transmissão</b>	33 repetidores banda Ku 19 repetidores banda C 9 repetidores Ka
<b>Posição Orbital</b>	61° Oeste
<b>Cobertura</b>	América, Europa e Norte de África
<b>Tempo de vida útil (anos)</b>	> 15



empresa é uma companhia cotada em bolsa, mas com todas as acções pertencentes ao Ministério das Comunicações da República do Azerbaijão. As tecnologias de informação e de comunicações foram designadas como um sector prioritário para a economia nacional daquele país, ficando somente atrás da industria petrolífera. Consequentemente, serão lançados outros satélites de comunicações nos próximos anos para assim cimentar e credibilizar o rápido crescimento deste sector.

Além domais, a Azercosmos irá brevemente lançar um observatório que, em conjunto com as organizações de investigação



nacionais, deverá auxiliar no desenvolvimento das infraestruturas económicas do país. Também em construção está um centro de controlo e recepção.

O satélite Azerspace-1 foi o 24º satélite construído pela *Orbital Sciences Corp* lançado pela *Arianespace*. Transporta 24 repetidores em banda C e 12 repetidores em banda Ku, permitindo-lhe a disponibilização de um variado loque de serviços na sua área de cobertura e tanto para o governo como para companhias institucionais e privadas.

O Azerspace-1/Africasat-1a tem por base a plataforma Star-2.4E. A tabela seguinte mostra as principais características do satélite.

<b>Dimensões (m)</b>	5,60 x 3,20 x 2,50, envergadura em órbita: 23,60 metros
<b>Massa (kg)</b>	3.237,8 (lançamento)
<b>Energia</b>	Carga > 6,75 kW 2 baterias de íões de lítio
<b>Propulsão</b>	Biliquida (MMH & NTO) Motor de apogeu 455 N e motores 22 N / 0.9 / 0.3 N para controlo orbital
<b>Estabilização</b>	Rotação longitudinal na separação; estabilização nos três eixos espaciais em órbita operacional
<b>Capacidade de Transmissão</b>	12 repetidores banda Ku 24 repetidores banda C
<b>Posição Orbital</b>	46° Este
<b>Cobertura</b>	África, Europa, Cáucaso, Médio Oriente e Ásia Central
<b>Tempo de vida útil (anos)</b>	> 14



### ***O Ariane-5ECA***

O super lançador europeu Ariane-5ECA é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. O Ariane-5ECA tem um peso bruto de 777.000 kg, podendo colocar 16.000 kg numa órbita a 405 km de altitude com uma inclinação de 51,6° em relação ao equador terrestre ou então 10.500 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve 1.566.000 kgf. Tem um comprimento total de 59,0 metros e o seu diâmetro base é de 5,4 metros.

Os propulsores laterais de combustível sólido desenvolvem mais de 90% da força inicial no lançamento. Designados P241 (Ariane-5 EAP “*Etage Acceleration a Poudre*”) cada propulsor tem um peso bruto de 278.330 kg, pesando 38.200 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 kgf no vácuo. O Ies é de 275 s (Ies-nm de 250 s) e o Tq é de 130s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,6 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P241 que consome combustível sólido constituído por uma mistura de 68% de perclorato de amónia (oxidante), 18% de alumínio (combustível) e 14% polibutadieno (substância aglutinante).

Cada propulsor é composto por três segmentos. O segmento inferior tem um comprimento de 11,1 metros e está abastecido com 106,7 t de propolente; o segmento central tem um comprimento de 10,17 metros e está abastecido 107,4 t de propolente, finalmente o segmento superior (ou frontal) tem um comprimento de 3,5 metros e está abastecido com 23,4 t de propolente. Sobre o segmento superior está localizada uma ogiva com um sistema de controlo. O processo de ignição é iniciado por meios pirotécnicos (assim que o motor criogénico Vulcain do primeiro estágio estabiliza a sua ignição) e o propolente sólido queima a uma velocidade radial na ordem dos 7,4 mm/s (a queima é realizada de dentro para fora). O controlo de voo é feito através da tubeira móvel do propulsor que é conduzida actuadores controlados hidráulicamente

O primeiro estágio do foguetão Ariane-5ECA, denominado H173 (EPC “*Etage Principale Cryotechnique*”), tem um comprimento de 30,5 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de

186.000 kg e um peso sem combustível de 12.700 kg. No lançamento desenvolve 113.600 kgf (vácuo), com um Ies de 434 s (Ies-nm de 335 s) e um Tq de 650 s. O seu motor criogénico Vulcain-2 (com um peso de 1.800 kg, diâmetro de 2,1 metros e comprimento de 3,5 metros) é capaz de desenvolver 132.563 kgf no vácuo, com um Ies 440 s e um Tq de 605 s. Tal como o Vulcain, utilizado no primeiro estágio do Ariane-5G, o Vulcain-2 consome LOX e LH<sub>2</sub>. O Vulcain-2 é desenvolvido pela *Snecma*.

O H173 é capaz de transportar mais 15.200 kg de propelente devido a modificações feitas no tanque de oxigénio líquido. Na parte superior do H173 encontra-se a secção de equipamento VEB (*Vehicle Equipment Bay*) do Ariane-5ECA onde são transportados os sistemas eléctricos básicos, sistemas de orientação e telemetria, e o sistema de controlo de atitude. A secção de equipamento é desenvolvida pela *Astrium SAS* e tem uma altura de 1,13 metros e um peso de 950 kg.

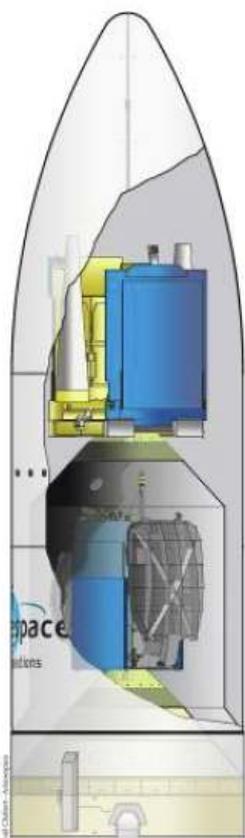
Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
2011-022	VA202	L559	20-Mai-11	20:37:00	GSAT-8 'Insat-4G' (37605 2011-022A) ST-2 (37606 2011-022B)
2011-041	VA203	L560	6-Ago-11	22:53:30	Astra-1N (37775 2011-041A) BSAT-3c/JCSAT-110R (37776 2011-041B)
2011-049	VA204	L561	21-Set-11	21:23:00	Arabsat-5C (37809 2011-049A) SES-2/CHIRP (37810 2011-049B)
2012-023	VA206	L562	15-Mai-12	21:33:00	JCSAT-13 (38331 2012-023A) Vinasat-2 (38332 2012-023B)
2012-035	VA207	L563	5-Jul-12	21:36:00	Jupiter-1/EchoStar-17 (38551 2012-035A) MSG-3 (38552 2012-035B)
2012-043	VA208	L564	2-Ago-12	21:50:00	Intelsat-20 (38740 2012-043A) Hylas-2 (38741 2012-043B)
2012-051	VA209	L565	28-Set-12	21:18:00	Astra-2F (38778 2012-051A) GSAT-10 (38779 2012-051B)
2012-062	VA210	L566	10-Nov-12	21:05:00	Eutelsat-21B/W6A (38991 2012-062A) Star One C-3 (38992 2012-062B)
2012-075	VA211	L567	19-Dez-12	21:49:07	Skynet-5D (39034 2012-075A) Mexsat-3 'Bicentenario' (39035 2012-075B)
2013-006	VA212	L568	07-Fev-13	21:36:07	Amazonas-3 (39078 2013-006A) Azerspace-1/Africasat-1A (39079 2013-006B)

### Características do veículo L567

A missão VA212 foi o 68º lançamento do foguetão Ariane-5 e o 1º em 2013, seguindo uma série de 53 voos bem sucedidos consecutivos. Este foi o 12º Ariane-5ECA da fase de produção PB que foi assinado em Março de 2009 para garantir a continuidade dos serviços de lançamento após a finalização da fase de produção PA que foi constituída por 30 veículos. A fase de produção PB será composta por 35 Ariane-5ECA e cobre o período de 2010 a 2016. Consequentemente, o lançador L568 é o 42º lançador a ser entregue à *Arianespace*, integrado e verificado sob a responsabilidade da *Astrium*.

Na sua configuração de carga dupla e utilizando o sistema Sylda-5 "A" (Sylda-5 n.º 54-A, desenvolvido pela *Astrium ST*) e uma carenagem longa (construída pela *RUAG Aerospace AB*) com uma altura total de 17 metros e um diâmetro de 5,4 metros, o satélite Amazonas-3 ocupou a posição superior colocado sobre um adaptador PAS 1194C (desenvolvido pela *EADS-CASA*) e o satélite Azerspace-1/Africasat-1a ocupou a posição inferior colocado sobre um adaptador PAS 937S (desenvolvido pela *RUAG Aerospace AB*) no interior do adaptador Sylda-5A. A carenagem estava protegida pelo produto FAP (*Fairing Acoustic Protection*), que é utilizado desde a missão V175 (veículo L534).

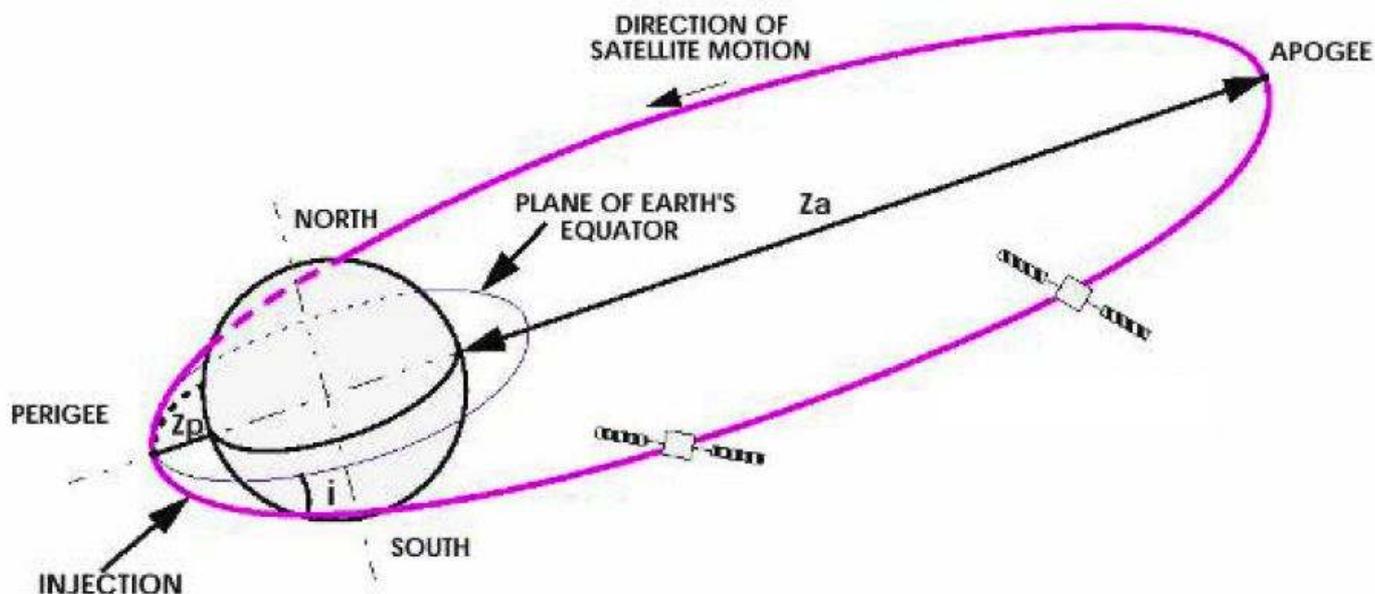
O lançador pode ser dividido em duas partes: o Sistema Composto Superior (SCS) e o Sistema Composto Inferior (SCI). O SCS é composto pela carenagem, pela estrutura de transporte de carga Sylda-5 e pelo conjunto formado pelo estágio superior criogénico ESC-A, pela secção de equipamento (VEB – *Vehicle Equipment Bay*) e por um Cone 3936. Por sua parte, o SCI incorpora o estágio criogénico principal EPC (H175) com o motor Vulcain-2 e dois propulsores laterais de combustível sólido EAP (P240).



## A missão VA212

O principal objectivo da missão VA212 era o de colocar os satélites Amazonas-3 e Azerspace-1/Africasat-1a numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.786 km de altitude, perigeu a 247,7 km de altitude, inclinação orbital de  $6,0^\circ$ , argumento do perigeu de  $178^\circ$  e longitude do nodo ascendente de  $-119,416^{o3}$ .

Tendo em conta os adaptadores de carga e a estrutura Sylda-5, a performance total requerida do lançador para a órbita descrita era de 10.317 kg, estabelecendo assim um novo recorde de performance de voo que anteriormente era de 10.183 kg estabelecido na missão V208 a 2 de Agosto de 2012 pelo foguetão Ariane-5ECA (L564) para uma órbita standard com uma inclinação de  $6^\circ$ . Isto também demonstra a capacidade do lançador em termos de massa de carga. Parte da margem de performance é utilizada para reduzir a inclinação da órbita alvo.



### Fases de voo

Tomando  $H_0$  como a referência temporal básica (1s antes da abertura da válvula de hidrogénio na câmara de combustão do motor Vulcain do primeiro estágio EPC), a ignição do Vulcain ocorre a  $H_0+2,7s$ . A confirmação da operação normal do Vulcain autoriza a ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido (EAP) a  $H_0+7,05s$ , levando ao lançamento.

A massa no lançamento é de cerca de 775.000 kg e a força inicial é de 13.000 kN (dos quais 90% é originada pelos EAP). Após uma ascensão vertical de 5s para permitir que o lançador deixe o complexo ELA3,

incluindo, em particular, os pilões eléctricos, o foguetão executa uma operação de inclinação no plano da trajectória, seguindo-se

<sup>3</sup> Este valor é em relação a um eixo fixo ( $H_0 - 3s$ ) e passando pelo complexo de lançamento ELA3. O  $H_0$  é a referência temporal básica (1 s antes da válvula de hidrogénio da câmara de combustão do motor Vulcain ser aberta). A ignição do Vulcain ocorre a  $H_0 + 2,7 s$ .

uma operação de rotação cinco segundos mais tarde para posicionar o plano dos EAP perpendicularmente ao plano da trajectória. O ângulo de azimute de lançamento foi de  $93^\circ$  em relação a Norte.

A fase de voo dos EAP continua a um ângulo de incidência nulo ao longo do voo atmosférico e até à separação dos propulsores laterais. O propósito destas operações é o de otimizar a trajectória e assim maximizar a performance, obter uma ligação rádio satisfatória com as estações no solo, e cumprir as cargas estruturais e limites de controlo de atitude. A sequência de separação dos EAP é iniciada quando um limite de aceleração é detectado, quando o nível de força do propelente sólido baixa. A separação ocorre no segundo imediato. Este é o tempo de referência  $H_1$ , e ocorre a cerca de  $H_0+141s$  a uma altitude de 66,8 km e a uma velocidade relativa de 2,0205 km/s.

No resto do voo na fase EPC, o veículo segue uma regra de altitude controlada em tempo real pelo computador de bordo tendo por base informações recebidas pela unidade de navegação. Esta regra otimiza a trajectória ao minimizar o tempo de queima e consequentemente o consumo de propelente.

A carenagem de protecção é separada durante a fase de voo EPC logo que os níveis de fluxo aerodinâmico são suficientemente baixos para não terem impacto na carga. Para a missão VA212, a separação da carenagem ocorreu a uma altitude de 108,1 km, 198 segundos após o lançamento. A fase de propulsão EPC tem como objectivo uma órbita predeterminada estabelecida em relação a requisitos de segurança e á necessidade de controlar a operação quando o EPC cai de volta para a Terra no Oceano Atlântico.

O final da queima do motor Vulcain ocorre quando são atingidas as seguintes características orbitais: apogeu a 156,5 km de altitude, perigeu a -995,1 km de altitude, inclinação orbital de  $6,035^\circ$ , argumento do perigeu de  $-45,03^\circ$  e longitude do nodo ascendente de  $-119,29^\circ$ . Este é o tempo de referência  $H_2$  e ocorre a  $H_0+530,7s$ .

O estágio criogénico principal cai então para o Atlântico após a separação, destruindo-se numa reentrada atmosférica a uma altitude entre os 80 km e os 60 km devido às cargas geradas pelo atrito. O estágio deve ser despressurizado para evitar o risco de explosão devido ao sobreaquecimento do hidrogénio residual. Uma válvula lateral do tanque de hidrogénio, actuada por um temporizador que é activado pela separação do EPC, é utilizada para este propósito. Esta força lateral é também utilizada para fazer com que o EPC entre numa rotação, reduzindo assim a dispersão dos detritos originados na reentrada. O ângulo de reentrada do estágio criogénico é de  $-2,10^\circ$  e a longitude do ponto de impacto é registada a  $6,67^\circ$  O.

O voo do ESC-A tem uma duração de cerca de 16 minutos. Esta fase de voo é finalizada por um comando enviado pelo OBC, quando o computador estima, a partir de dados calculados pela unidade de orientação inercial, que a órbita alvo foi atingida. Esta é a referência temporal  $H_3$  e ocorre a  $H_0+1.514,0s$ .



O propósito da fase balística seguinte é o de: a) orientar o conjunto na direcção requerida para a separação dos dois satélites e na direcção necessária para a separação do adaptador Sylda-5; b) estabilização nos três eixos espaciais antes da separação do satélite Amazonas-3 e depois do adaptador Sylda-5; c) lenta rotação transversal antes da separação do Azerspace-1/Africasat-1a; d) separação dos satélites Amazonas-3 e Azerspace-1/Africasat-1a, além do adaptador Sylda-5; e) rotação final do conjunto a  $45^\circ/s$ ; e f) despressurização do estágio ESC-A (tanques de oxigénio líquido e hidrogénio líquido), precedida de uma fase de despressurização que envolve a abertura simultânea de oito escapes SCAR. Estas

operações contribuem para a gestão a curto e médio prazo da distância mútua dos objectos em órbita. A fase balística da missão é composta por 21 fases elementares que incluem a separação dos dois satélites e do adaptador Sylda-5.

## Lançamento da missão VA212

### Integração

A campanha para o lançamento da missão VA212 teve início a 4 de Dezembro de 2012 tendo sido no mesmo dia iniciado o processo de integração do foguetão Ariane-5ECA com a colocação do estágio EPC na plataforma móvel de lançamento no interior do edifício BIL (*Basic Integration Building*), após a sua preparação. Nesse dia e no dia seguinte procedeu-se à transferência dos dois propulsores laterais de combustível sólido EAP, sendo integrados no EPC a 5 de Dezembro. O sistema compósito superior foi preparado e colocado em posição a 10 de Dezembro. A 14 de Dezembro os trabalhos eram suspensos para a época natalícia com o lançador a ser colocado em «fase dormente», conforme foi definida pela EADS Astrium. Esta fase terminaria a 3 de Janeiro de 2013. O satélite Amazonas-3 chegava a Kourou no dia 9 de Janeiro e no dia 11 de Janeiro chegava o satélite Azerspace/Africasat-1a. A 14 de Janeiro tinha lugar o controlo de síntese do lançador no qual se faz um controlo de qualidade do lançador que seria aceite pela Arianespace a 21 de Janeiro, sendo transferido do BIL para o FAB (*Final Assembly Building*) no dia seguinte.



As respectivas campanhas de preparação para o lançamento dos dois satélites no interior do edifício S5C teriam início a 21 de Janeiro (Amazonas-3) e 22 de Janeiro (Azerspace/Africasat-1a). Entre o dia 21 e 35 de Janeiro ocorria o processo de abastecimento do satélite Amazonas-3, seguindo-se a sua montagem no adaptador e transferência para o BAF no dia 26 de Janeiro, com a sua integração no adaptador Sylda a ter lugar a 28 de Janeiro. Por seu lado, as operações de abastecimento do satélite Azerspace/Africasat-1a decorreram entre 22 e 25 de Janeiro. No dia 28 o satélite é colocado no seu adaptador com o conjunto a ser transferido para o BAF no dia seguinte, sendo integrado no lançador no dia 30 de Janeiro. A integração da carenagem com o adaptador Sylda ocorria a 29 de Janeiro e a 30 ocorre a integração do sistema compósito (Amazonas-3 + PAS 1194C Var A + Sylda + carenagem) no lançador. O ensaio geral do lançamento ocorreu a 2 de Fevereiro, com o lançador a ser armado no dia seguinte. O *Flight Readiness Review*, no qual se revê todos os procedimentos e preparativos para o lançamento teve lugar no dia 5 de Fevereiro. No final do *Flight Readiness Review* é dada a luz verde para o transporte do lançador para o Complexo de Lançamento ELA3 (ZL3) que ocorre a 6 de Fevereiro. O abastecimento da esfera de hélio do estágio EPC teve lugar nesse mesmo dia e a contagem decrescente final iniciava-se a 7 de Fevereiro.



A contagem decrescente final inicia-se a  $H_0-7h\ 30m$  e inclui todas as operações de preparação do lançador, satélites e base de lançamento. A execução correcta de todas as operações leva à autorização da ignição do motor Vulcain seguindo-se a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido na hora de lançamento seleccionada, o mais cedo possível dentro da janela de lançamento para os satélites. A contagem decrescente termina com uma sequência sincronizada gerida pelos computadores do Ariane-5ECA e que se inicia a  $H_0-7\ m$ . Em alguns casos, uma sequência pré-sincronizada pode ser necessária para otimizar o abastecimento do estágio criogénico principal. Se uma paragem na contagem decrescente coloca o tempo  $H_0$  fora da janela de lançamento, o lançamento é adiado para D+1 ou D+2, isto é um ou dois dias depois da data inicial de lançamento, dependendo do problema e da solução adoptada. A janela de lançamento para a missão VA212 decorria entre as 2136UTC e as 2240UTC do dia 7 de Fevereiro, com uma duração de 44 minutos.

A  $H_0-7h\ 30m$ , no início da contagem decrescente final, procede-se á verificação dos sistemas eléctricos e aos procedimentos de preparação e configuração do EPC e do motor Vulcain para o condicionamento térmico e posterior abastecimento. Os preparativos finais da plataforma de lançamento decorrem a  $H_0-6h$  com o encerramento de portas, remoção das barreiras de segurança e configuração dos circuitos de fluidos em preparação do abastecimento do lançador. Nesta fase, o programa de voo é inserido nos computadores do Ariane-5ECA e procede-se ao teste das ligações de rádio entre o lançador e o centro de controlo. O alinhamento das unidades de orientação inercial decorre nesta fase dos preparativos para o lançamento. A evacuação do pessoal técnico da plataforma de lançamento ocorre a  $H_0-5h$  e inicia-se o abastecimento do EPC em quatro fases: primeiro, dá-se a pressurização dos

tanques de abastecimento (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); segundo, procede-se ao condicionamento térmico das condutas de abastecimento para assim poderem lidar com as baixas temperaturas dos propolentes criogénicos (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); terceiro, dá-se o abastecimento dos tanques de propelente com hidrogénio líquido e com oxigénio líquido (o abastecimento tem uma duração de 2h); e finalmente quarto, mantém-se o abastecimento até ao início da sequência sincronizada.



A pressurização dos sistemas de controlo de atitude e de comando ocorre a  $H_0-5h$ . A  $H_0-4h$  inicia-se o abastecimento do estágio superior criogénico ESC-A, sendo também feito em quatro fases: pressurização dos tanques de abastecimento (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); condicionamento térmico durante 30 minutos das condutas de abastecimento para assim poderem lidar com as baixas temperaturas dos propolentes criogénicos; abastecimento dos tanques de propelente com hidrogénio líquido e com oxigénio líquido (o abastecimento tem uma duração de 1h); e finalmente mantém-se o abastecimento até ao início da sequência sincronizada.

têm lugar a  $H_0-30m$  e a sequência sincronizada iniciou-se às 2129UTC ( $H_0-7m$ ). As operações da sequência sincronizada são controladas de forma automática e exclusivamente pelo computador



O condicionamento térmico do motor Vulcain ocorre a  $H_0-3h$ . Os preparativos para o início da sequência sincronizada são controladas de forma automática e exclusivamente pelo computador operacional de verificação e comando CCO (*Operational Checkout-Computer*) localizado no Complexo de Lançamento ELA3. Durante esta sequência, todos os elementos que estão envolvidos no lançamento são sincronizados pelo tempo de contagem decrescente distribuídos por todo o centro espacial. Durante a fase inicial, e até  $H_0 - 6s$ , o lançador é gradualmente transferido para a sua configuração de voo pelo computador CCO. Se a sequência sincronizada é suspensa, o lançador é transferido de forma automática para a sua configuração a  $H_0-7m$ . Na segunda fase da sequência (uma fase irreversível) que decorre entre  $H_0-6s$  até  $H_0-3,2s$ , a sequência sincronizada já não é dependente da contagem decrescente do centro espacial, operando de acordo com um relógio interno. A fase final é a ignição do lançador. A sequência de ignição é controlada exclusivamente pelo computador de bordo OBC

(*On-Board Computer*). Os sistemas no solo executam um número de acções em paralelo com a sequência de ignição de bordo.

A  $H_0-6m$  30s finaliza o abastecimento de hidrogénio líquido e de oxigénio líquido com os volumes de propelente ao nível necessário



para a missão. Nesta altura são abertas as válvulas de inundação de segurança da plataforma de lançamento e são armadas as barreiras das condutas de segurança pirotécnicas. A esfera de hélio do estágio ESC-A é isolada a  $H_0-6m$ . A  $H_0-4m$  dá-se a pressurização dos tanques do estágio EPC, o isolamento dos tanques e início da purga da interface umbilical entre os sistemas do solo e o estágio EPC. Nesta altura é finalizado o abastecimento de oxigénio líquido ao estágio superior, fazendo-se a transição do oxigénio líquido para a pressão de voo. O final do abastecimento de hidrogénio líquido ao estágio superior dá-se a  $H_0-3m$  40s e procede-se ao cálculo do tempo  $H_0$ , verificando-se que o segundo computador de bordo foi alterado para 'modo de observação'. A  $H_0-3m$  10s o hidrogénio líquido do estágio

superior criogénico encontra-se na pressão de voo. O valor do  $H_0$  é inserido nos dois computadores de bordo a  $H_0-3m$  e é comparado com o valor a  $H_0$  no solo.

O aquecimento eléctrico das baterias do EPC e da secção de equipamento do lançador dá-se a  $H_0-2m$  30s ao mesmo tempo que se procede à desactivação do sistema de aquecimento eléctrico do sistema de ignição do motor Vulcain-2. A  $H_0-2m$  dá-se a abertura das membranas das válvulas do Vulcain-2 e a válvula do condicionamento térmico do motor é encerrada. A pré-deflexão do da tubeira HM7B ocorre a  $H_0-1m$  50s e o fornecimento de energia eléctrica ao lançador é transferido para a fonte a bordo do lançador a  $H_0-1m$

5s. Nesta fase termina a pressurização dos tanques do estágio ESC-A a partir do solo e inicia-se a verificação da selagem das válvulas do estágio.

O início do sistema de controlo automático da sequência de ignição tem lugar a  $H_0-37s$ , ao mesmo tempo que são activados os gravadores de bordo e são armadas as linhas de segurança pirotécnicas. Segue-se a  $H_0-30s$  a verificação da purga do circuito umbilical entre o solo e o lançador e são abertas as válvulas do estágio EPC. Os sistemas de controlo de atitude do estágio EPC são activados a  $H_0-22s$ , dando-se nesta altura a autorização para a transferência para o controlo de bordo.



O sistema de correcção do efeito POGO é activado a  $H_0-16,5s$  e procede-se à ventilação da carenagem e da secção de equipamento do lançador. As válvulas do sistema de supressão de ondas de choque são abertas a  $H_0-12s$ .

A sequência irreversível inicia-se a  $H_0-6s$  com a activação e ignição do sistema AMEF para queimar o hidrogénio residual que se possa ter acumulado na plataforma de lançamento. São enviados os comandos para a retracção dos braços de abastecimento criogénico. O fusível de controlo de comunicação de informação é transferido para o lançador.

A sequência de ignição inicia-se a  $H_0-3s$  com a verificação do estado do computador, transferência dos sistemas de orientação inercial para o modo de voo, monitorização das pressões do oxigénio e do hidrogénio líquido, e activação das funções de controlo de navegação, orientação e atitude. A deflexão da tubeira HM7B é verificada a  $H_0-2,5s$  e a  $H_0-1,4$  é encerrada a válvula de purga do motor. A  $H_0-0,2s$  é verificada a recepção do sinal de 'retracção dos braços criogénico' enviado pelo computador de bordo.

Entre  $H_0$  e a  $H_0+6,65s$  dá-se a ignição do motor Vulcain-2 e a verificação da sua operação correcta (o tempo a  $H_0+1s$  corresponde à abertura da válvula da câmara de hidrogénio). O final da verificação da operação motor principal ocorre a  $H_0+6,9s$  e a ignição dos propulsores laterais de

combustível sólido ocorre a  $H_0+7,05s$ .

O lançamento da missão VA212 teve lugar às 2136:07UTC com o lançador a abandonar a plataforma de lançamento a  $T+7,30s$ . A  $T+12,62s$  iniciava-se a manobra de inclinação (terminando a  $T+22,6s$ ) e a  $T+17,05s$  iniciava-se a manobra de rotação do lançador em torno do seu eixo longitudinal. Esta manobra terminava a  $T+32,05s$ . O foguetão Ariane-5ECA atingia a velocidade do som a  $T+48,63s$ . A separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido dava-se a  $T+2m 22s$  (entrando-se na fase propulsão EPC) e a separação das duas metades da carenagem de protecção ocorreu a  $T+3m 18s$ .







A telemetria do lançador começava a ser recebida pela estação de Natal a T+8m 5s e a T+8m 51s terminava a queima do estágio criogénico principal EPC (com a exaustão do fornecimento de hidrogénio líquido), com a sua separação a ter lugar a T+8m 57s.



Entrando-se na fase de propulsão ESC-A, a ignição do estágio criogénico superior ocorria a T+9m 00s e os dados telemétricos do lançador deixavam de ser recebidos pela estação de Natal a T+12m 5s, começando a ser recebido pela estação da Ilha de Ascensão a T+13m 35s e pela estação de Libreville a T+18m 20s (depois dos dados deixarem de ser recebidos na Ilha de Ascensão a T+17m 35s). Entretanto, o ponto de altitude mínima na trajectória (a 140,4 km) é atingido a T+14m 35s. A estação de Malindi começava a receber a telemetria do Ariane-5ECA a T+22m 50s. O final da queima do estágio superior ESC-A ocorria a T+25m 14s com o lançador a entrar na fase balística a uma altitude de 653,8 km.

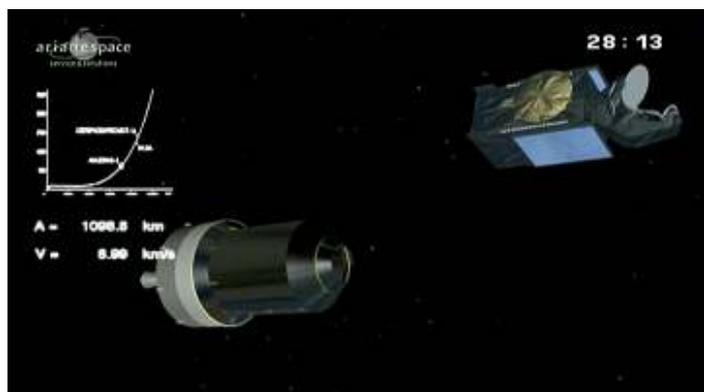


Estando colocando na posição superior, o satélite Amazonas-3 seria o primeiro a separar-se do estágio superior. O procedimento para a separação do satélite iniciava-se a T+25m 19s com a orientação do conjunto e posterior estabilização por lenta rotação a T+27m 15s. O Amazonas-3 separava-se às 2204:02UTC (T+27m 55s).

O conjunto é agora formado pelo estágio ESC-A, pelo adaptador Sylda-5 e pelo satélite Azerspace/Africasat-1a. Logo após a separação do Amazonas-3, procedia-se à estabilização do conjunto (T+28m 5s) e iniciava-se o procedimento de orientação em preparação da separação do adaptador Sylda-5 (T+28m 9s) que ocorria a T+33m 40s. De seguida (T+33m 50s) iniciava-se a manobra de orientação e estabilização (T+24m 21s) para a separação do segundo satélite que ocorria às 2210:49UTC

(T+34m 42s). Com os dois satélites agora em órbita, era tempo de colocar o estágio ESC-A numa órbita segura e afastada dos satélites. O estágio era estabilizado (T+34m 51s) e orientado para a manobra de separação a T+34m 55s e depois orientado para a manobra de estabilização por rotação a T+39m 52s. O ESC-A é então colocado com uma rotação de 45°/s a T+41m 12s. O tanque de oxigénio era colocado em modo passivo a T+42m 21s e o início do modo passivo para o ESC-A dava-se a T+46m 51s.

A separação dos satélites teve lugar numa órbita com um apogeu a 35.914 km de altitude (apogeu alvo de 35.891 km), perigeu a 247,2 km de altitude (perigeu alvo de 247,0 km) e inclinação orbital de 5,99° (inclinação orbital alvo de 6,00°). Após a separação ambos os satélites utilizariam os seus próprios meios de propulsão para atingir as respectivas órbitas geossíncronas.



## O primeiro Progress de 2013

O veículo de carga Progress M-18M (Прорсеcc M-18M) foi lançado às 1441:46,134UTC do dia 11 de Fevereiro de 2013 pelo foguetão 11A511U Soyuz-U (J115000-137) a partir do da Plataforma de Lançamento PU-1 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão. Este foi o primeiro veículo de carga a ser lançado em 2013, prevendo-se este ano o lançamento de seis veículos de carga, nomeadamente o Progress M-19M a 22 de Abril, o ATV-4 'Albert Einstein' a 7 de Junho, o HTV-4 Kounotori-4 a 15 de Julho, o Progress M-20M a 24 de Julho, o Progress M-21M a 16 de Outubro e o Progress M-22M a 24 de Dezembro.

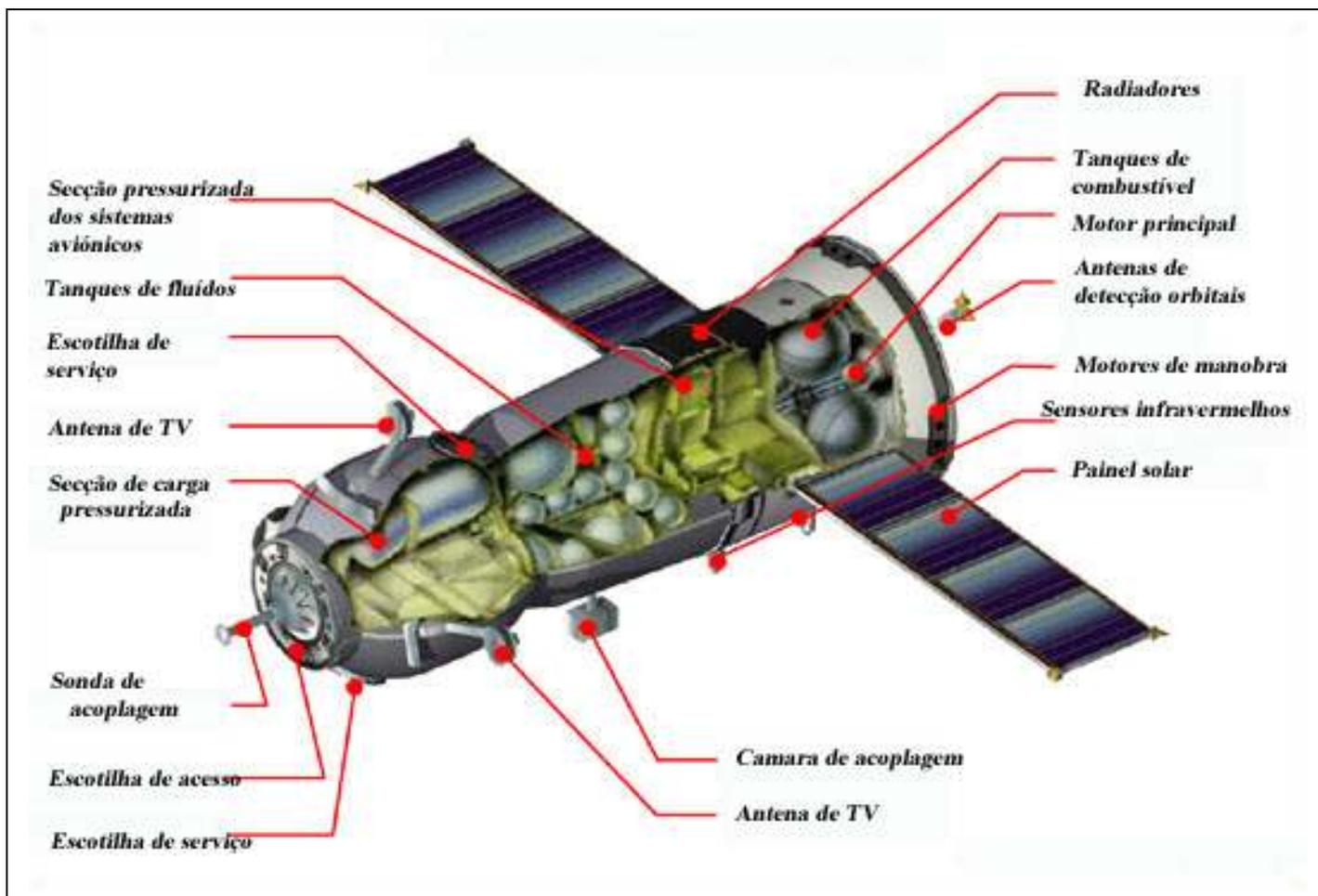
Este lançamento ficou assinalado pela utilização de procedimentos de aproximação à ISS mais rápidos, com o Progress M-18M a demorar pouco mais de seis horas a acoplar com a estação espacial internacional desde o seu lançamento. Este procedimento será no futuro utilizado tanto pelos veículos de carga como pelas missões tripuladas da Rússia diminuindo assim o tempo que os cosmonautas passam no interior das cápsulas espaciais.

Mais uma vez a NASA decidiu designar um veículo pertencente a outra nação com uma designação que não corresponde á verdade. Sendo esta a missão ISS-50P, a NASA designa este cargueiro como Progress-50, referindo-se assim ao número sequencial no programa da estação espacial internacional. Porém, esta é uma designação que induz em erro muitos dos leitores.

### Os cargueiros Progress M-M

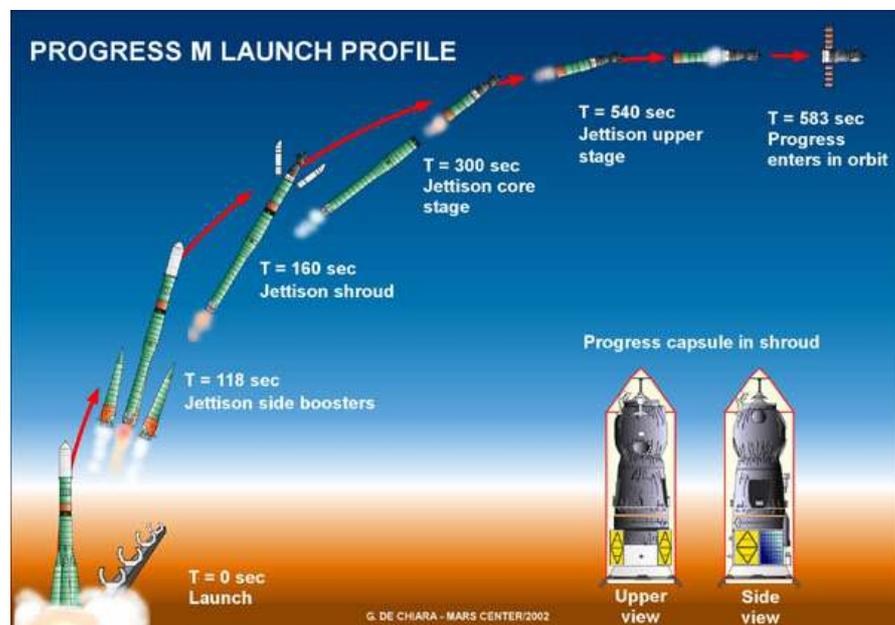
Ao abandonar o seu programa lunar tripulado a União Soviética prosseguiu o seu programa espacial ao colocar sucessivamente em órbita terrestre uma série de estações espaciais tripuladas nas quais os cosmonautas soviéticos e posteriormente russos estabeleceram recordes de permanência no espaço. Começando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

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



### A versão carga da Soyuz

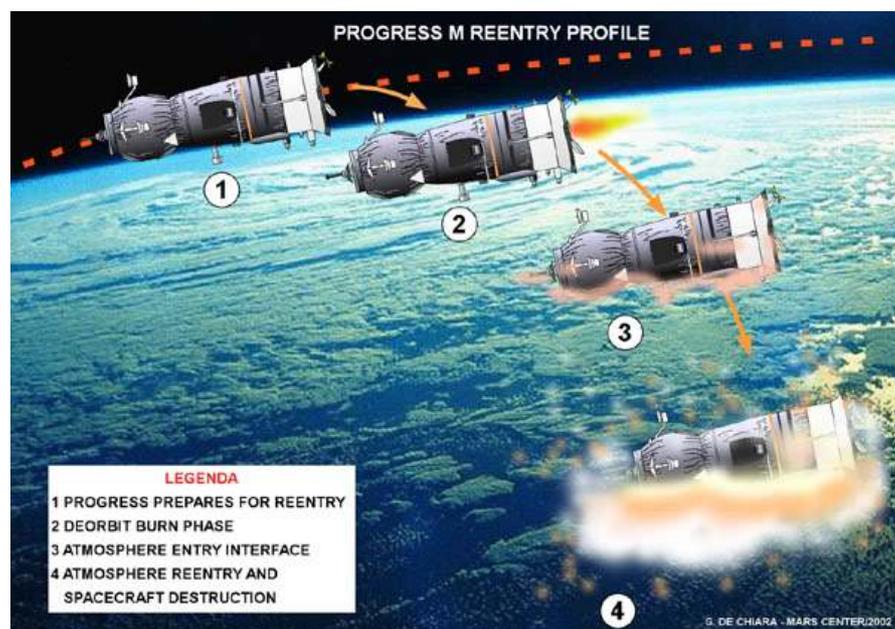
O cargueiro 11F615A60 (7K-TGM) n.º 416 foi o 140.º cargueiro russo a ser lançado. Destes, 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 68 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1), 11 do tipo Progress M1 e 16 do tipo Progress M-M. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut-6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut-7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a estação orbital Mir. O cargueiro Progress M-SO1 também foi utilizado para transportar carga para a ISS ao mesmo tempo que servia para adicionar o módulo Pirs.



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

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

- Módulo de Carga – GO “*Gruzovoi Otket*” (Грузовой отсек) com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg, está equipado com um sistema de acoplagem e com duas antenas tipo Kurs;
- Módulo de Reabastecimento – OKD “*Otket Komponentov Dozapravki*” (Отсек Компонентов Дозаправки) com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg, sendo destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;
- Módulo de Serviço PAO “*Priborno-Agregatniy Otket*” (Приборно Агрегатный Отсек) com um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg, contém os motores do veículo tanto para



propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série 17K-STM Soyuz TM (11F732).

Esta alteração acontece devido ao facto que, tal como aconteceu com os foguetões 8K82K Proton-K, os sistemas de controlo analógicos utilizados nos foguetões 11A511U Soyuz-U e 11A511U-FG Soyuz-FG são fabricados na Ucrânia. Como a agência espacial russa Roscosmos e o Ministério da Defesa Russo não querem depender de um fabricante estrangeiro, torna-se necessário proceder a esta alteração nos lançadores pois os novos sistemas de controlo e telemetria são fabricados na Rússia.

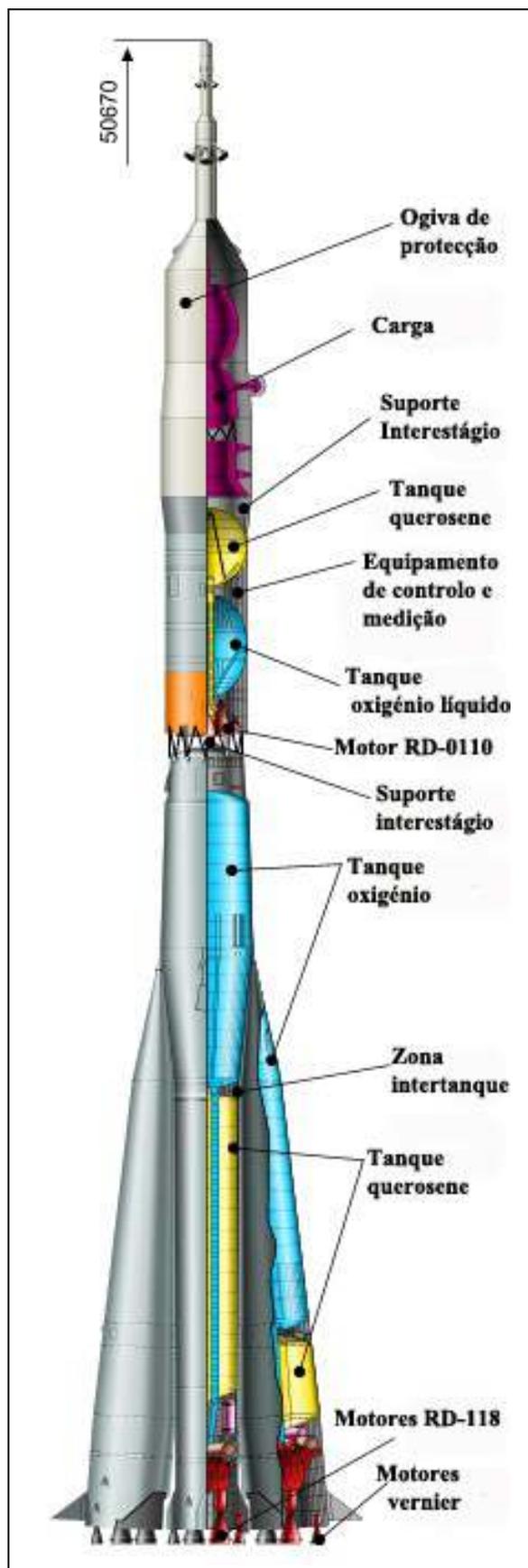
A seguinte tabela indica os últimos dez veículos de carga colocados em órbita e o plano de lançamentos destes veículos até 2014:

Progress	Nº de Série	NORAD	Designação Internacional	Lançamento	Acoplagem	Separação	Reentrada
M-09M (41P)	409	37359	2011-004A	28-Jan-11	31-Jan-11	22-Abr-11	26-Abr-11
M-10M (42P)	410	37396	2011-017A	27-Abr-11	29-Abr-11	13-Out-11	??-Out-11
M-11M (43P)	411	37679	2011-027A	21-Jun-11	23-Jun-11	23-Ago-11	1-Set-11
<b>M-12M (44P)</b>	<b>412</b>	-	<b>2011-F03</b>	<b>24-Ago-11</b>	-	-	-
M-13M (45P)	413	37857	2011-062A	30-Out-11	02-Nov-11	23-Jan-12	25-Jan-12
M-14M (46P)	414	38073	2012-004A	25-Jan-12	28-Jan-12	19-Abr-12	28-Abr-12
M-15M (47P)	415	38222	2012-015A	20-Abr-12	22-Abr-12	30-Jul-12	20-Ago-12
M-16M (48P)	416	38738	2012-042A	01-Ago-12	01-Ago-12	09-Fev-13	09-Fev-13
M-17M (49P)	417	38975	2012-060A	31-Out-12	31-Out-12	15-Abr-13	??-Abr-13
M-18M (50P)	418	39082	2013-007A	11-Fev-13	11-Fev-13	21-Abr-13	??-Abr-13
M-19M (51P)	419	-	-	22-Abr-13	22-Abr-13	23-Jul-13	??-Jul-13
M-20M (52P)	420	-	-	24-Jul-13	24-Jul-13	18-Dez-13	??-Dez-13
M-21M (53P)	421	-	-	16-Out-13	18-Out-13	09-Abr-14	??-Abr-14
M-22M (54P)	422	-	-	05-Fev-14	05-Fev-14	25-Mar-14	??-Mar-14
M-23M (55P)	423	-	-	28-Abr-14	28-Abr-14	??-Jul-14	??-Jun-14
M-24M (56P)	424	-	-	30-Jul-14	01-Ago-14	22-Nov-14	??-Nov-14
UM	-	-	-	24-Jun-14	26-Jun-14	??-Jun-14	??-Jun-14
M-24M (56P)	424	-	-	24-Jul-14	24-Jul-14	01-Fev-15	??-Fev-15
M-25M (57P)	425	-	-	22-Out-14	22-Out-14	29-Abr-15	??-Abr-15
???	-	-	-	02-Fev-15	02-Fev-15	29-Jul-15	??-Jul-15
???	-	-	-	30-Abr-15	30-Abr-15	??-Set-15	??-Set-15
???	-	-	-	30-Jul-15	01-Ago-15	26-Jan-16	??-Jan-16
???	-	-	-	22-Out-15	24-Out-15	-	-
???	-	-	-	22-Fev-16	24-Fev-16	-	-

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



## O foguetão 11A511U Soyuz-U



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

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

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

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

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

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

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

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

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2011-027	21-Jun-11	14:38:15,013	И15000-128	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-11M (37679 2011-027A)
2011-028	27-Jun-11	15:59:59,907	76012222	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2472 (37727 2011-028A)
2011-F03	24-Ago-11	13:00:08,041	Л15000-132	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-12M
2011-062	30-Out-11	10:11:12,006	И15000-129	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-13M (37857 2011-062A) Chibis-M (38051 2011-062C)
2012-004	25-Jan-12	23:06:39,934	И15000-127	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-14M (38073 2012-004A)
2012-015	20-Abr-12	15:50:24,124	Л15000-135	Baikonur	LC31 PU-6	Progress M-15M (38222 2012-015A)
2012-024	17-Mai-12	14:05:00,311	78031229	GIK-1 Plesetsk	LC16/2	Cosmos 2480 (38335 2012-024A)
2012-042	01-Ago-12	19:35:13,170	Л15000-134	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-16M (38738 2012-042A)
2012-060	31-Out-12	07:41:18,116	Л15000-136	Baikonur	LC1 PU-5	Progress M-17M (38975 2012-060A)
2013-007	11-Fev-13	14:41:46,134	Л15000-137	Baikonur	LC1 PU-5	Progress-M-18M (39082 2013-007A)

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

#### *Lançamento do Progress M-18M*

Os diferentes componentes do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U (Л15000-137) terão chegado ao Cosmódromo de Baikonur em Setembro de 2012 enquanto que o veículo de carga 11Ф615А60 n.º 418 destinado à missão ISS-50P (que posteriormente receberia a designação Progress M-18M) chegaria a Baikonur a 10 de Dezembro. Tanto os componentes do foguetão lançador como o veículo de carga, são transportados para o Cosmódromo de Baikonur via caminhos-de-ferro até à estação de Tyura-Tam. Aqui, e por se encontrar em território do Cazaquistão, são executados os devidos procedimentos alfandegários com a respectiva vistoria dos vagões. Depois das necessárias verificações alfandegárias, os comboios são transferidos para a rede de caminho-de-ferro do Cosmódromo de Baikonur e transportado para as instalações do edifício de integração e montagem da Área 112 (para o caso do foguetão lançador quando lançado desde o Complexo de Lançamento LC1 '17P32-5') e para a Área 254 (para o caso dos veículos de carga ou tripulados) onde são preparados para o lançamento.

Após a chegada ao cosmódromo do Progress M-18M foram realizados os testes integrados e autónomos do veículo, além de se proceder à inspecção dos sistemas de rádio e à selagem do seu compartimento de carga contendo a maior parte dos itens a transportar para a ISS. O lançamento estava originalmente previsto para ter lugar a 12 de Fevereiro sendo posteriormente antecipado para o dia 11.

A 21 de Janeiro terminavam os testes para a verificação de fugas, atestando que a estrutura do veículo estava íntegra. De seguida, o veículo foi preparado para ser abastecido e a 31 de Janeiro teve lugar uma reunião da Comissão Técnica que decidiu proceder com o abastecimento do Progress M-18M que foi transportado para a estação de abastecimento no dia seguinte. Os propelentes e os gases de pressurização abastecidos seriam utilizados para as manobras orbitais e para as manobras de aproximação e acoplagem com a ISS. O abastecimento teria lugar a 2 e 3 de Fevereiro, e no dia 4 era transportado de volta para as instalações de integração e montagem. No dia 5 de Fevereiro o veículo era acoplado ao compartimento de transferência 11S517A2. Este compartimento é um bloco cilíndrico que permite a união entre a carga a ser colocada em órbita e o último estágio do foguetão lançador, neste caso o Blok-I. No dia 6 de Fevereiro era levada a cabo uma inspecção por parte dos especialistas da Corporação RKK Energia 'Sergei Korolev', sendo depois colocado no interior da carenagem de protecção, constituindo assim o Módulo Orbital. Posteriormente este conjunto seria transportado para o edifício de integração e montagem do lançador MIK-112 no dia 7 e as operações de integração seriam levadas a cabo nos dias 7 e 8.



O transporte do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U (J15000-137) com o veículo de carga 11Ф615А60 n.º 418 para a Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) teria lugar a 9 de Fevereiro, iniciando-se dois dias de operações de preparação final para o lançamento. Como é tradição, o comboio abandonou as instalações do MIK da Área 112 às 0100UTC, a hora em que o foguetão de Yuri Gagarin começou a ser transportada para a mesma plataforma de lançamento que seria utilizada para o lançamento do Progress M-18M.





Com os preparativos finais e a contagem decrescente a decorrerem sem problemas, o lançamento do veículo de carga 11Ф615А60 n.º 418 / Progress M-18M teria lugar às 1441:46,134UTC do dia 11 de Fevereiro. A tabela mostra os tempos das diferentes fases do lançamento e de seguida o denominado ciclograma do voo até à acoplagem com a ISS.

Fase do lançamento	Tempo (m:s)	Hora (UTC)
Lançamento	0	1441:46,13
Final da queima e separação do 1º estágio	1:58,78	1442:44,91
Separação da carenagem de protecção	2:39,96	1444:26,09
Final da queima do 2º estágio	4:45,05	1446:31,18
Separação do 2º estágio / ignição do 3º estágio	4:47,30	1446:35,43
Separação da grelha de ligação 2º / 3º estágio	4:57,05	1446:43,18
Final da queima do 3º estágio	8:45,88	1450:32,01
Separação do Progress M-17M	8:49,18	1450:35,31



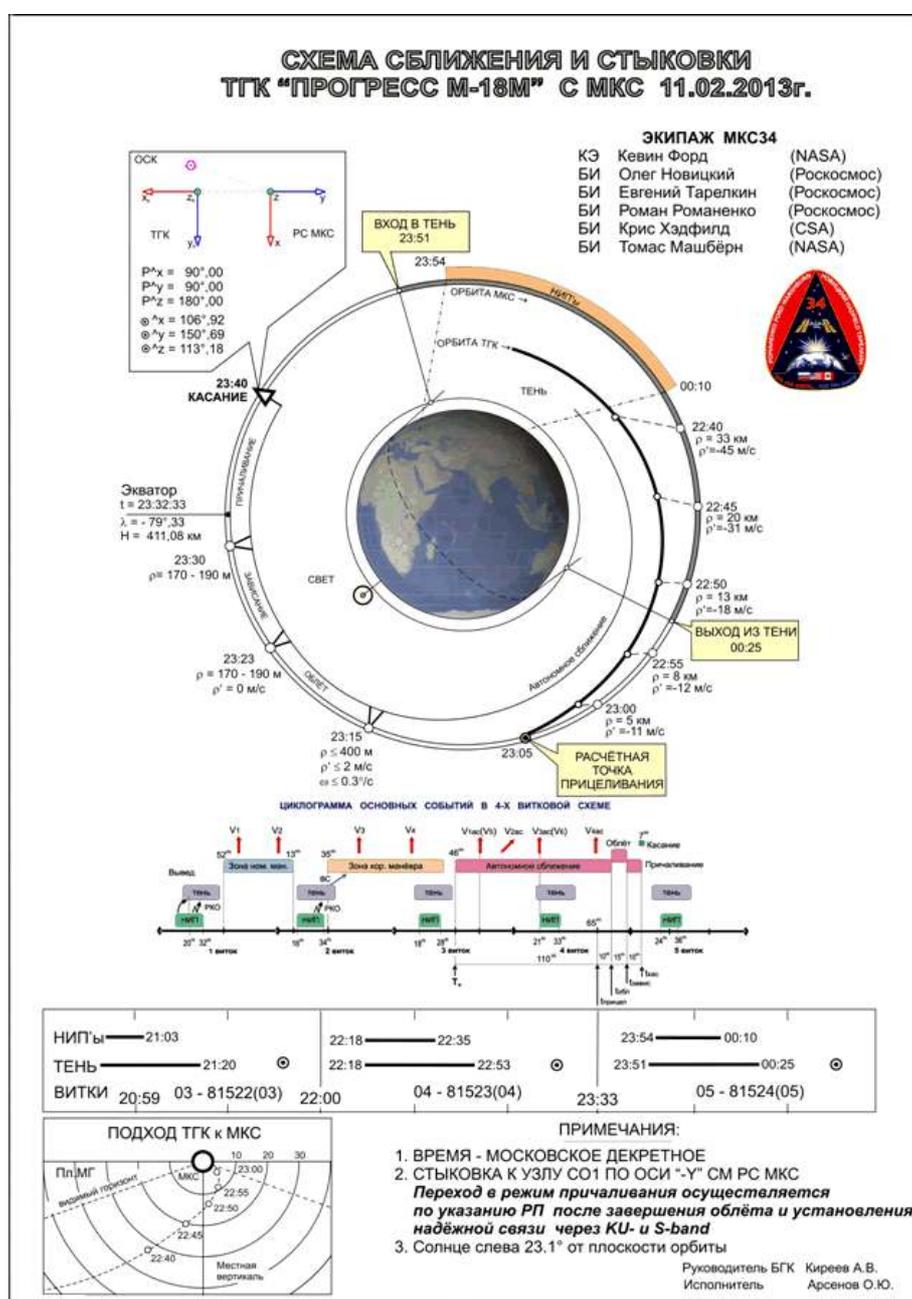


Massa do veículo no lançamento	7.283 kg
Quantidade de propelente no sistema de propulsão	250 kg
Oxigénio	50 kg
Água no sistema de tanques Rodnik	420 kg
Combustível no sistema de reabastecimento	550 kg
Carga no compartimento selado (massa total – 1.368 kg)	
Equipamento para os sistemas	
Controlo da composição da atmosfera SOGS	60 kg
Controlo do abastecimento de água SVO	113 kg
Sistema de controlo térmico SOTR	26 kg
Gestão de equipamento de bordo SUBA	12 kg
Fornecimento de energia SEP	20 kg
Computadores do sistema de bordo BVS	6 kg
Sistema de manutenção e reparação STOR	18 kg
Sistema de TV TVS	7 kg
Sistema de comunicações STTS	2 kg
Sistema de controlo de tráfego e navegação SUDN	1 kg
Itens do sistema de protecção contra incêndios SPPZ	9 kg
Meios sanitários e de higiene SGO	81 kg
Maios de iluminação	3 kg
Rações de alimentos, produtos frescos SOP	360 kg
Cuidados médicos SMO	183 kg
Equipamento áudio, fotográfico e de vídeo Agat-2	23 kg
Equipamento para o módulo Zarya	77 kg
Equipamento opcional	4 kg
Equipamentos experimentais	141 kg
Entrega especial para os tripulantes russos	130 kg
Rações de alimentos e equipamentos norte-americanos	101 kg
Massa total de carga	2.638 kg



Segundo dados do Centro de Controlo de Korolev, TsUP, o Progress M-18M ficava colocado numa órbita inicial com um apogeu a 245 km de altitude, perigeu a 193 km de altitude, inclinação orbital de 51,66° e período orbital de 88,59 minutos. Nesta altura os parâmetros orbitais da ISS eram: apogeu a 424,14 km de altitude, perigeu a 410,43 km de altitude, inclinação orbital de 51,63° e período orbital de 92,70 minutos.

O Progress M-18M iniciava então uma perseguição rápida à estação espacial internacional, realizando uma série de manobras orbitais para aproximar a sua órbita à órbita da ISS. Este perfil de voo envolve somente quatro órbitas em vez das usuais 34 órbitas. A primeira manobra teve lugar durante a 1ª órbita às 1523:52UTC com os motores do veículo a serem accionados durante 67,2 s e proporcionando uma alteração de velocidade ( $\Delta V$ ) de 26,71 m/s. Após esta manobra o veículo ficou colocado numa órbita com um apogeu a 285,64 km de altitude, perigeu a 223,2 km de altitude, inclinação orbital de 51,65° e período orbital de 89,51 minutos. A segunda manobra orbital foi levada a cabo na 2ª órbita às 1557:54UTC com os motores do veículo a serem accionados durante 46,1 s e proporcionando uma alteração de velocidade 18,29 m/s. Após esta manobra o Progress M-18M ficou colocado numa órbita com um apogeu a 302,58 km de altitude, perigeu a 248,1 km de altitude, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 90,14 minutos.



Após a realização da segunda correcção orbital, o computador de bordo TsVM-101 recebe os novos parâmetros orbitais enviados pelo Centro de Controlo de Voo TsUP. O computador realiza então as correcções que devem ser implementadas. A 3ª manobra orbital teve lugar às 1645:21UTC, efectuando-se também na 2ª órbita. Desta vez os motores do veículo foram accionados durante 18,4 s e proporcionaram um impulso de 7,00 m/s. Após esta manobra o veículo de carga ficou colocado numa órbita com um apogeu a 317,7 km de altitude, perigeu a 285,0 km de altitude, inclinação orbital de 51,67° e período orbital de 90,39 minutos. Finalmente, a 4ª manobra orbital teve lugar às 1715:21UTC (2ª órbita) com os motores a serem accionados durante 18,4 s e proporcionaram um impulso de 7,00 m/s. Após esta manobra o veículo de carga ficou colocado numa órbita com um apogeu a 337,93 km de altitude, perigeu a 299,4 km de altitude, inclinação orbital de 51,64° e período orbital de 90,59 minutos.

A acoplagem automática com o módulo Pirs utilizando o sistema Kurs teve lugar às 2035:21UTC após um voo e aproximação nominais e sem qualquer problema, e com uma duração de 5 horas 53 minutos e 35 segundos. Após a acoplagem e após a dissipação das forças residuais entre os dois veículos, os ganchos do sistema de acoplagem são encerrados e o controlo de atitude da ISS passou do centro de controlo russo para o centro de controlo norte-americano (geralmente controlada pela Centro de Controlo de Houston, a atitude da ISS é sempre transferida para o Centro de Controlo de Korolev quando se dá a chegada ou partida de um veículo espacial russo).

## Atlas-V continua o legado dos Landsat

O segundo de três foguetões Atlas-V a serem lançados num espaço de três meses, levou a cabo o lançamento de um importante satélite de detecção remota, o Landsat-8, também denominado LDCM. A missão LDCM (*Landsat Data Continuity Mission*) é uma colaboração entre a agência espacial norte-americana NASA e o *United States Geological Survey* (USGS), sendo o oitavo satélite na série Landsat e constituindo o futuro dos satélites Landsat. Este satélite irá expandir, melhorar e avançar o único e altamente benéfico registo das paisagens terrestres enquanto mantém o elevado valor da herança dos seus sete predecessores.

### Landsat-8

Inicialmente lançado com a designação LDCM, o satélite recebeu o nome Landsat-8. O sistema consiste em dois grandes segmentos: o observatório e o sistema de solo. O Observatório é composto pelo satélite e a sua carga de dois instrumentos / sensores de observação da Terra: o *Operational Land Imager* (OLI) e o *Thermal Infrared Sensor* (TIRS). O OLI e o TIRS irão recolher dados em conjunto para fornecer imagens coincidentes da superfície global incluindo regiões costeiras, gelos polares, ilhas e áreas continentais. O instrumento OLI foi construído pela *Ball Aerospace & Technologies Corporation*, Boulder – Colorado, enquanto que o instrumento TIRS foi construído pelo Centro Espacial Goddard da NASA, Greenbelt – Maryland. Adicionalmente, o Landsat-8 irá seguir a mesma sequência de trajetórias utilizada pelos satélites Landsat-4, Landsat-5 e Landsat-7. Isto irá permitir que todos os dados científicos do satélite possam ser referenciados ao mesmo sistema de coordenadas, continuando assim um registo de dados de décadas.

O satélite irá gravar os dados do OLI e TIRS num gravador e posteriormente transmitir esses dados para as estações no solo. O sistema de solo irá também fornecer as capacidades necessárias para o planeamento e calendarização das operações do Landsat-8 e as capacidades necessárias para gerir e distribuir os dados científicos.

O satélite Landsat-8 foi construído pela *Orbital Sciences Corporation*, Gilbert – Arizona, e tem um tempo de vida útil de 5 anos, porém transporta combustível para 10 anos de operações. O satélite orbita a Terra de Norte para Sul, cruzando o equador às 10 horas da manhã (hora local), voando a uma altitude de 705 km.



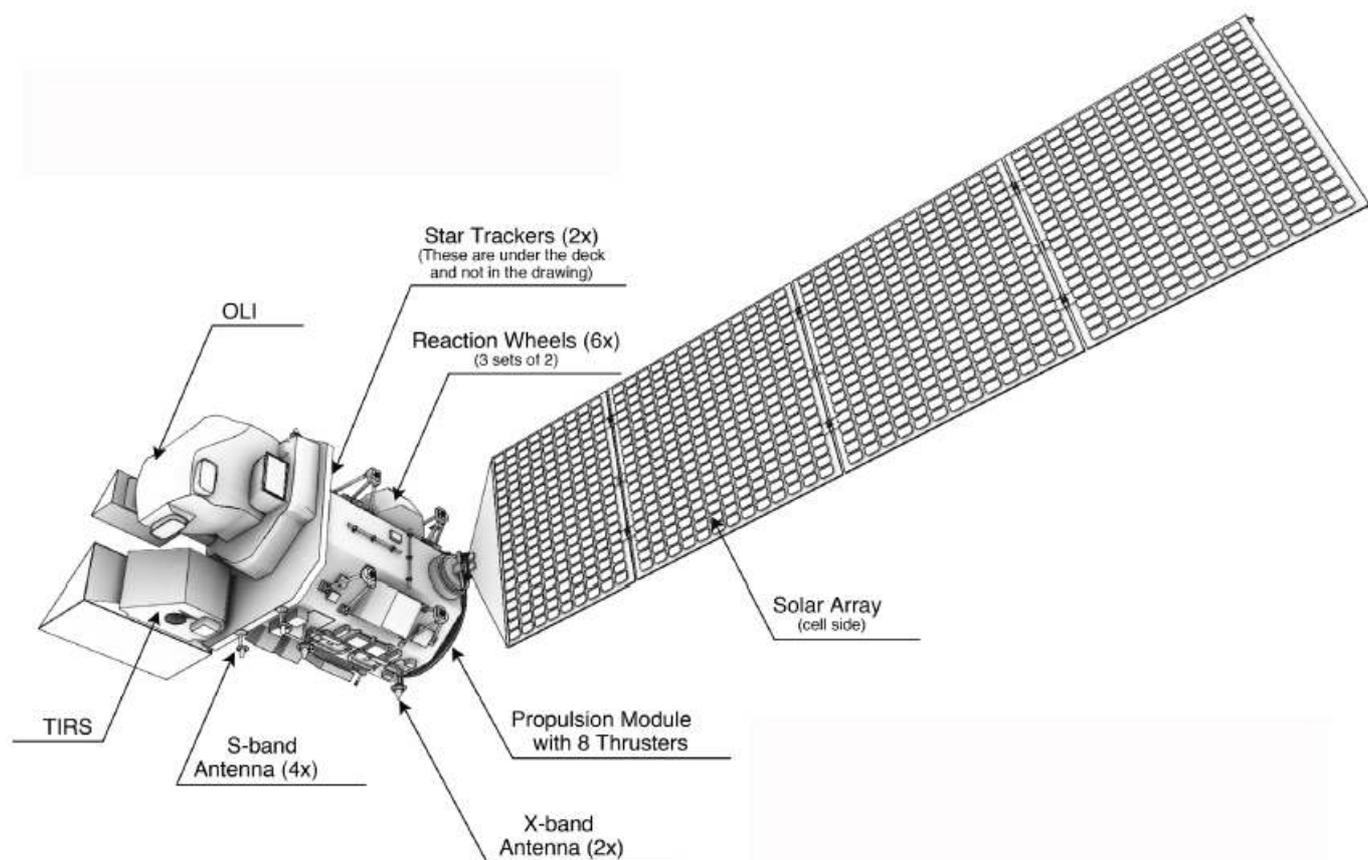
**O satélite Landsat-8 sendo submetido a testes de compatibilidade e interferência electromagnética em Agosto de 2012.**

**Imagem: *Orbital Sciences Corporation***

O Landsat-8 tem as dimensões 3,0 x 3,0 x 4,8 m com uma asa solar de 9,75 x 2,6 m, e no lançamento a sua massa era de 2.782 kg. A asa solar é capaz de produzir 1.351 W e a sua capacidade de transmissão de dados é de 384 Mbps. As dimensões do instrumento OLI são 1,8 x 2,2 x 1,8 m, tendo uma massa de 432 kg. Consome 139 W de energia e a sua capacidade de transmissão de dados é de 261 Mbps. Por seu lado, as dimensões do instrumento TIRS são 2,0 x 0,76 x 1,9 m, tendo uma massa de 225 kg e uma capacidade de transmissão de dados de 26 Mbps. O seu consumo de energia é de 180 W.

O Centro Espacial Goddard geriu o desenvolvimento do Landsat-8 para a Divisão de Ciências da Terra na sede da NASA em Washington DC, o que incluiu adquirir os instrumentos do satélite, o veículo lançador, uma parte do sistema de solo, e os sistemas gerais de engenharia e das operações iniciais em órbita. A NASA trabalha em conjunto com o Departamento do Interior dos Estados Unidos através do Centro de Ciência e de Observação de Recursos Terrestres do USGS, Sioux Falls – Dakota do Sul, que dirigiu o desenvolvimento do sistema de solo e que assume a responsabilidade das operações do satélite após a finalização do período de verificação em órbita.

O Departamento do Interior dos Estados Unidos através do USGS é responsável pelo sistema de solo, operações da missão, e pelo processamento e arquivo de dados do satélite após o comissionamento do mesmo.



A estrutura de transporte dos instrumentos do LDCM fornece energia, controlo da altitude e da órbita, comunicações e armazenamento de dados para o OLI e para o TIRS. O satélite consiste do subsistema mecânico (estrutura primária e mecanismos amovíveis), subsistema de comando e tratamento de dados, subsistema de controlo de atitude, subsistema de energia eléctrica, subsistema de comunicações por rádio frequência, subsistema de propulsão por hidrazina e subsistema de controlo térmico.

Todos os componentes, excepção ao módulo de propulsão, são montados no exterior da estrutura primária. Uma asa solar de 9.75 x 2.6 m (armazenada no lançamento e colocada em posição quando em órbita) gera energia para os componentes do satélite e irá carregar as baterias de 125 A/h de níquel-hidrogénio. Os sistema de gravação de 3,14 terabit irá fornecer armazenamento de dados a bordo do satélite e a antena de banda X transmite os dados do OLI e do TIRS tanto em tempo real como em passagens posteriores pelas estações de recepção. O OLI e o TIRS estão colocados num banco óptico na parte dianteira do satélite.

A Orbital Science Corporation é responsável pela projecção e fabrico do LDCM baseado num modelo standard LEOSTAR-3, bem como pela integração dos instrumentos e teste do observatório.

**O satélite LDCM a ser colocado no interior da carenagem de protecção do seu foguetão lançador. Imagem: NASA.**

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Plataforma Lançamento	Carga
1972-058	23-Jul-72	18:06:00	Delta-0900 (574/D89)	SLC-2W	Landsat-1 'ERTS-1' (06126 1972-058A) Finalizou as operações a 6 de Janeiro de 1978
1975-004	22-Jan-75	17:56:00	Delta-2910 (598/D107)	SLC-2W	Landsat-2 'ETRS-B' (07615 1975-004A) Finalizou as operações a 22 de Janeiro de 1981
1978-026	5-Mar-78	17:54:00	Delta-2910 (621/D139)	SLC-2W	Landsat-3 'Landsat-C' <sup>4</sup> (10702 1978-026A) Finalizou as operações a 31 de Março de 1983
1982-072	16-Jul-82	17:59:00	Delta-3920 (648/D163)	SLC-2W	Landsat-4 'Landsat-D' (13367 1982-072A) Finalizou as operações em 1993
1984-021	1-Mar-84	17:59:00	Delta-3920 (D174)	SLC-2W	Landsat-5 'Landsat-E' <sup>5</sup> (14780 1984-021A)
1993-F04	5-Out-93	17:56:00	Titan-II SLV (23G-5)	SLC-4W	Landsat-6
1999-020	15-Abr-99	18:32:00	Delta-2 7920-10C (D268)	SLC-2W	Landsat-7 (25682 1999-020A)
2013-008	11-Fev-13	18:02:00,536	Atlas-V/401 (AV-035)	SLC-3E	Landsat-8 'LDCM' (39084 2013-008A)

Os satélites da série Landsat. Todos os lançamentos foram realizados desde a Base Aérea de Vandenberg, Califórnia.



À esquerda do lançamento do satélite Landsat-1 (originalmente denominado ERTS-1 Earth Resources Technology Satellite1) a 23 de Julho de 1972. Ao centro o lançamento do satélite Landsat-3 a 5 de Março de 1978. À direita o lançamento do satélite Landsat-4 a 16 de Julho de 1982. Imagens: Arquivo fotográfico do autor.

### O programa Landsat

#### O que é e porque temos o LDCM?

Antes de 1972, a ideia de utilizar dados de satélite para a monitorização do solo, mapeamento ou exploração, era um projecto visionário. O Programa Landsat – uma série de satélites de observação da Terra geridas em conjunto pela NASA e pelo USGS – revolucionou a maneira como vemos e estudamos o nosso planeta. A série de dados, que se iniciou em 1972, é o mais longo registo contínuo de alterações na superfície da Terra vista desde o espaço. O sistema Landsat tem sido o único sistema projectado e operado

<sup>4</sup> Lançado juntamente com os satélites Amsat-Oscar-8 'Oscar-8' (10703 1978-026B) e PIX (10704 1978-026C).

<sup>5</sup> Lançado juntamente com o satélite Oscar-11 'UoSAT-2' (14781 1984-021B).

para observar de forma repetida a superfície global em resolução moderada, isto é com uma resolução semelhante ao tamanho de um campo de basebol. A missão *Landsat Data Continuity Mission* (LDCM) irá continuar o legado do arquivo global de média resolução da série Landsat.

### Porquê estudar a superfície da Terra?

Os dados dos Landsat têm ajudado a melhorar a nossa compreensão da Terra. Devido ao Landsat, hoje tenho uma melhor compreensão das mais diversas características da superfície, tais como recifes de coral, glaciares, e florestas tropicais. As imagens do Landsat preenchem um importante nicho científico. A órbita quase polar do Landsat permite uma cobertura quase global da superfície terrestre a cada 16 dias. A largura das suas observações (185 km) são o suficientemente largas para uma cobertura global de cada estação do ano. Com uma resolução espacial de 30 metros, as imagens obtidas pelo Landsat são suficientemente detalhadas para caracterizar os processos humanos tais como o crescimento urbano, irrigação agrícola, e desflorestação.



Ao estabelecer um conhecimento base das áreas terrestres durante o último meio século, o Landsat permite aos cientistas avaliarem as alterações ambientais ao longo do tempo. Ao longo de 40 anos de cobertura contínua, a série Landsat tornou-se numa referência global para matérias científicas relacionadas com a utilização dos solos e recursos terrestres. Por exemplo, os satélites Landsat possuem a distinção única de serem o único registo por satélite que é simultaneamente longo e consistente para permitir um seguimento das alterações relacionadas com o clima à escala das cidades e grandes quintas agrícolas.

O Programa Landsat é valorizado em todo o mundo como o standard dourado da observação do solo. Nenhum outro satélite civil se aproxima de possuir a largura histórica e a abrangência, a continuidade e a cobertura do arquivo Landsat.



**O crescimento e alterações das práticas de irrigação são visíveis nestas imagens do Landsat obtidas a 16 de Agosto de 1972 (esquerda) e 14 de Agosto de 2011 (direita). A imagem de 1972 foi obtida pelo Landsat-1, que havia sido somente lançado há três semanas; a imagem de 2011 foi capturada pelo Landsat-5- Ambas utilizam cores falsas tais que a vegetação doente surge com um vermelho brilhante, enquanto que as terras escassamente cultivadas e os campos com crescimentos espontâneos surgem em tons de verde. As imagens foram obtidas nas Sandhills do Nebraska.**

### O que é que o LDCM irá fazer?

A missão LDCM continua o registo de décadas da superfície terrestre a uma escala na qual os impactos da actividade humana e da Natureza podem ser detectados e monitorizados ao longo do tempo. A sociedade global requer a continuação das observações do Landsat para a gestão dos alimentos, água, florestas e outros recursos terrestres para o nosso benefício colectivo.

A missão tem três objectivos científicos chave: recolher e arquivar dados multiespectrais e térmicos de toda a superfície da Terra, a

cada estação de cada ano a uma resolução na qual se possa distinguir a área do tamanho de um campo de basebol; garantir que os dados da missão LDCM são consistentes com os dados das missões Landsat anteriores em termos de geometria de aquisição, calibração, características de cobertura, características espectrais e espaciais, qualidade de produto e disponibilidade de dados para permitir estudos do solo e utilização do solo em períodos de décadas; distribuir produtos LDCM standards para utilizadores de uma forma não discriminatória e sem custos.



### Os instrumentos

Os sensores a bordo do Landsat permitem-nos ver para lá do que os nossos olhos vêem, não só porque a perspectiva do satélite sobre a Terra é feita a partir de uma órbita a uma altitude de 705 km, mas também devido ao facto de os sensores registarem a luz que é reflectida pela superfície da Terra em comprimentos de onda específicos bem como em comprimentos de onda visíveis.

Os dois instrumentos a bordo do LDCM – o *Operational Land Imager* (OLI) e o *Thermal Infrared Sensor* (TIRS) – representam avanços revolucionários na performance e tecnologia de sensores. O OLI e o TIRS irão medir a superfície terrestre em luz visível, em infravermelhos próximos, infravermelhos curtos, e infravermelhos térmicos com uma resolução moderada entre 15 metros e 100 metros – dependendo do comprimento

de onda espectral. A distribuição da energia observada ao longo destes comprimentos de onda espectrais revela informações acerca das superfícies reflectoras e emissoras.

Para que seja possível aos cientistas compararem as novas imagens Landsat com imagens obtidas no passado, os engenheiros tiveram de projectar o próximo satélite Landsat para medir sensivelmente as mesmas bandas espectrais utilizadas nas prévias missões Landsat. Adicionalmente, o OLI fornece duas novas bandas espectrais – uma especialmente talhada para detectar nuvens cirrus e a outra para observações das zonas costeiras. O TIRS irá recolher dados para duas bandas espectrais estreitas adicionais na região térmica, anteriormente coberta por uma só larga banda espectral utilizada nos satélites Landsat-4 a Landsat-7 para medir a energia térmica da Terra.



É requerido ao LDCM o envio de 400 cenas por dia (mais 150 cenas do que as requeridas para o Landsat-7) para o arquivo do USGS, aumentando a probabilidade de obter imagens livres de nuvens para a cobertura global.



O *Operational Land Imager* faz avançar a tecnologia de sensores do Landsat utilizando uma aproximação demonstrada pelo sensor *Advanced Land Imager* que voou a bordo do satélite experimental da NASA, *Earth Observing-1* (EO-1)<sup>6</sup>. Os satélites Landsat anteriores transportavam sensores que empregavam espelhos de rastreio para percorrer o campo de visão do instrumento ao longo da largura da superfície a ser observada e transmitiam a luz a alguns detectores. Por seu lado, o OLI é um sensor de varrimento que irá utilizar longos conjuntos de detectores, com mais de

<sup>6</sup> O *Earth Observing-1* 'EO-1' (26619 2000-075A) foi lançado às 1824:25,103UTC do dia 21 de Novembro de 2000 pelo foguetão Delta-2 7320-10C (D282) a partir do Complexo de Lançamento SLC-2W da Base Aérea de Vandenberg juntamente com os satélites SAC-C 'Satelite de Aplicaciones Cientificas' (26620 2000-075B) e Munin (26621 2000-057C).

7.000 detectores por banda espectral, alinhados ao longo do seu plano focal para observar ao longo da zona pretendida. Este desenho resulta num instrumento mais sensível fornecendo informação melhorada do solo com menos partes móveis. As suas imagens terão resoluções espaciais multiespectrais de 30 metros (incluindo luz visível, infravermelho próximo e infravermelho curto) e resoluções espaciais pancromáticas de 15 metros, ao longo de coberturas com uma largura de 185 km, cobrindo largas áreas das paisagens terrestres enquanto fornece resolução suficiente para distinguir características tais como centros urbanos, quintas, florestas e outras paisagens.

O OLI foi projectado para ter um tempo de vida útil de 5 anos e irá detectar as mesmas bandas espectrais dos anteriores instrumentos Landsat (isto é, os sensores *Thematic Mapper* e *Enhanced Thematic Mapper-Plus*) com a excepção de uma banda infravermelha térmica. Adicionalmente às sete bandas multiespectrais Landsat (seis das quais foram refinadas), o OLI irá adicionar duas novas bandas espectrais – uma banda azul ‘costeira’ (banda 1) e uma banda ‘cirrus’ de infravermelho curtos (banda 9). Estas novas bandas irão, respectivamente, auxiliar os cientistas a medir a qualidade da água e auxiliar a detectar nuvens altas e finas que dificilmente eram detectadas nas missões anteriores

**A Ball Aerospace construiu o instrumento OLI para o LDCM. A Ball Aerospace & Technologies Corp desenvolve e fabrica veículos espaciais, instrumentos avançados e sensores, componentes, sistemas de exploração de dados, e soluções de rádio para aplicações estratégicas, táticas e científicas.**



Tudo na Terra emite radiação infravermelha térmica, ou calor. A Física diz-nos que a quantidade de radiação emitida é proporcional à temperatura de um corpo. O *Thermal Infrared Sensor* foi adicionado à carga do LDCM quando se tornou claro que os gestores do estado dos recursos aquáticos confiavam nas medições altamente precisas da energia térmica da Terra obtidas pelos predecessores do LDCM – o *Thematic Mapper* no Landsat-5 e o *Enhanced Thematic Mapper – Plus* no Landsat-7 – para determinar a forma como os solos e a água estavam a ser utilizados. A decisão de adicionar o TIRS foi tomada após o início da projecção da missão. Os engenheiros tiveram menos de cinco anos para projectar e construir o TIRS, e assim socorreram-se de uma nova tecnologia denominada *Quantum Well Infrared Photodetectors* (QWIPs) que o Centro Espacial Goddard da NASA ajudou a desenvolver.

Os QWIPs são fabricados de um material que é compatível com o processamento do silício, significando que as mesmas ferramentas que as fábricas utilizam para fabricar os chips dos computadores podem ser utilizadas para construir QWIPs. Os QWIPs são fiáveis, uniformes, e bem adaptados aos requisitos do TIRS. Os engenheiros do Centro Espacial Goddard sabiam como trabalhar com os QWIPs e aceitaram o desafio para construir o TIRS no curto tempo disponível.

Os QWIPs operam na base dos complexos princípios da mecânica quântica. Os chips semicondutores de gálio arsénio aprisionam os electrões num «poço» de estado de energia até que os electrões são elevados a um estado superior através de luz infravermelha térmica de um determinado comprimento de onda. Os electrões elevados criam um sinal eléctrico que pode ser medido e registado para criar uma imagem digital.

Os anteriores satélites Landsat mediam a temperatura da superfície utilizando uma única banda térmica para detectar comprimentos de onda longos emitidos pela Terra. Porém, os QWIPs no TIRS detectam dois segmentos do espectro infravermelho térmico, ambos no interior de uma janela de transmissão atmosférica, para produzir melhores estimativas das temperaturas na superfície do que as que podem ser



obtidas a partir de uma única banda térmica. Estes comprimentos de onda, denominados infravermelhos térmicos, estão muito para lá das capacidades da visão humana.

Tal como o OLI, o TIRS é também um sensor de varrimento lateral com uma cobertura de 185 km. Com uma resolução espacial de 100 metros, a resolução espacial do TIRS é suficiente para as medições do consumo de água nos campos agrícolas que utilizam o sistema de irrigação por um pivot central – particularmente nas grandes planícies norte-americanas.

Uma grande diferença entre as especificações do OLI e do TIRS é o facto de que o TIRS tem somente um tempo de vida limitado a 3 anos. Esta diferença foi especificada para auxiliar na rapidez do desenvolvimento do TIRS. Os projectistas foram capazes de poupar tempo de desenvolvimento através de uma redundância selectiva em componentes de subsistemas em vez de uma redundância mais robusta necessária para um tempo de vida útil de cinco anos.

## O foguetão Atlas-V/401

### A ULA

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

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

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

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

### Breve história dos lançadores Atlas

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

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

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

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

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de «um estágio e meio» no qual todos os motores

entram em ignição antes da decolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento.

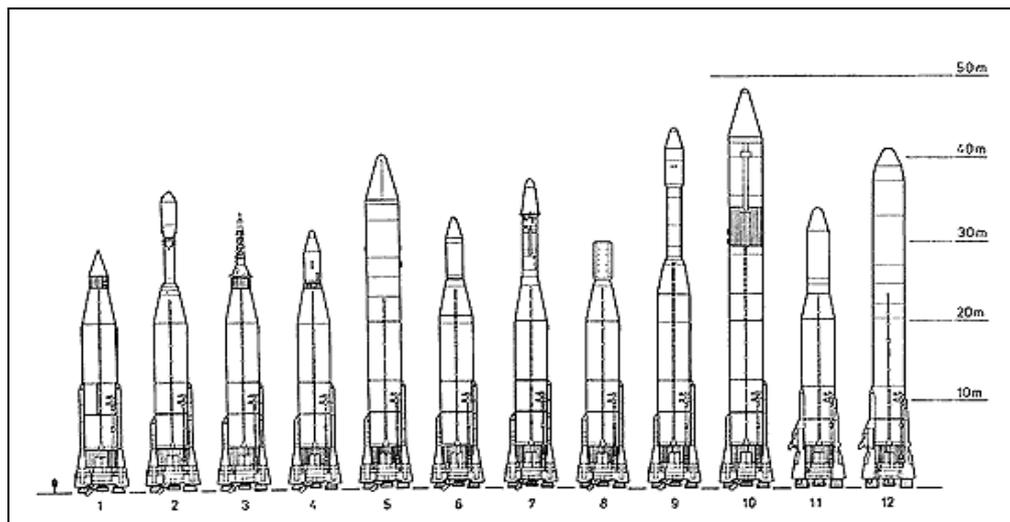
A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na *Convair* o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu míssil. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento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

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

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

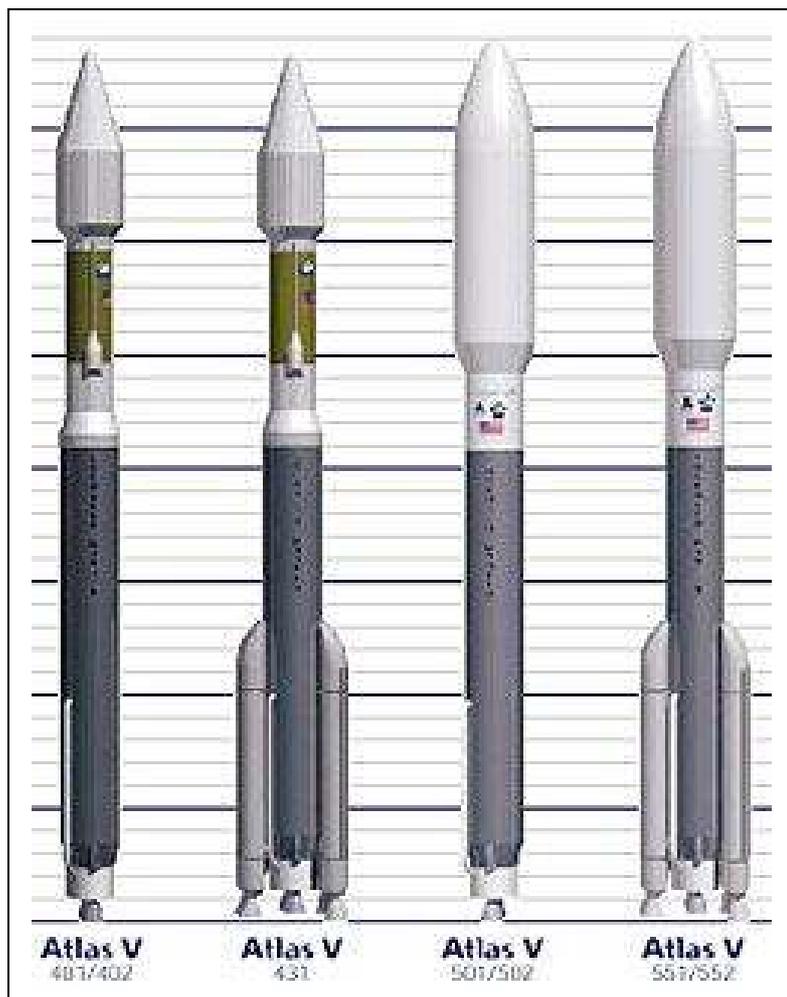
O quadro seguinte resume os veículos da família Atlas desenvolvidos desde os anos 50.

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



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

muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-V 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentando assim a sua capacidade de carga útil.



### A família Atlas-V

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

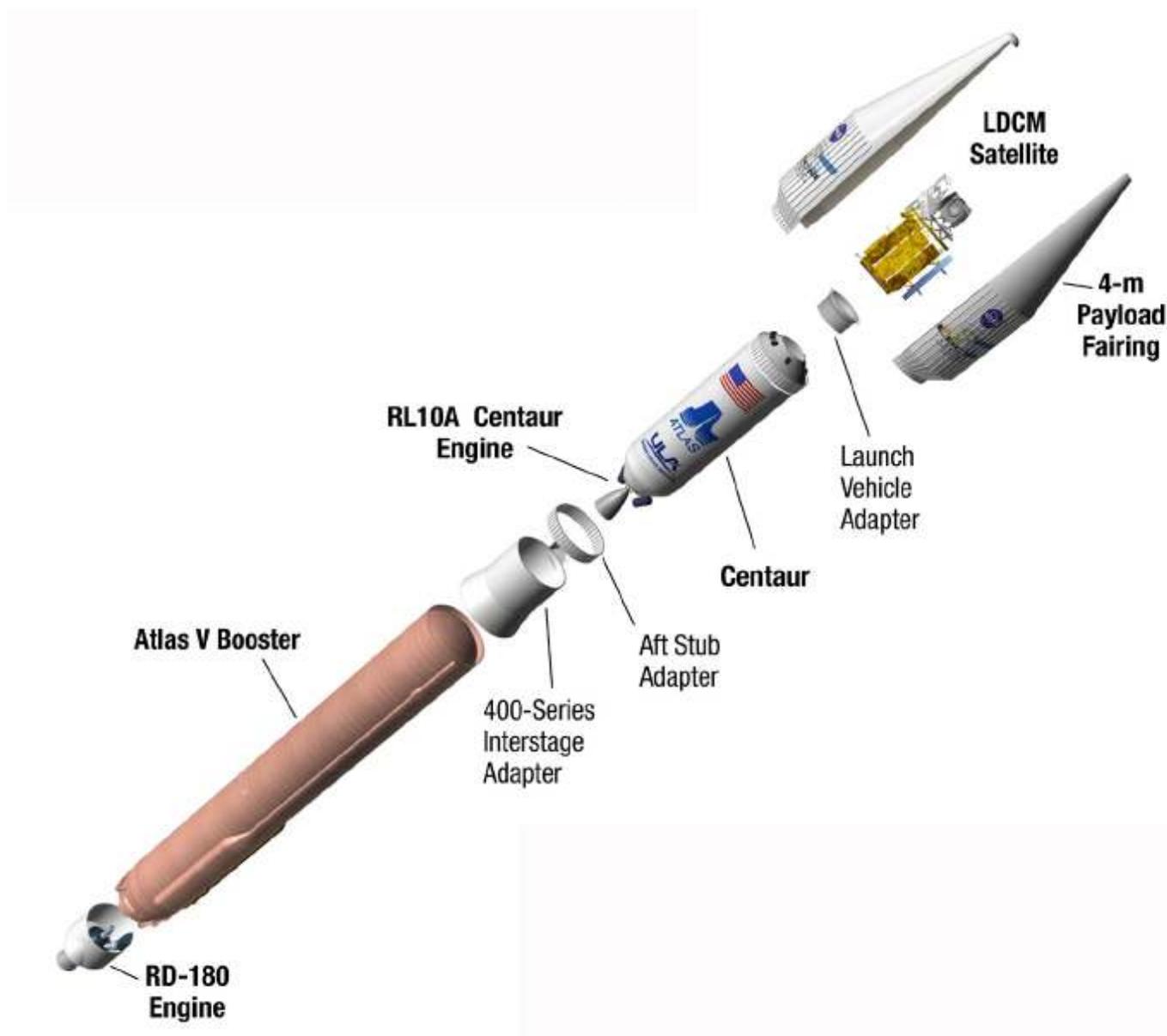
Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booster*), o Atlas-V divide-se em duas versões: o Atlas-V 400 e o Atlas-V 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva

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

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

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

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



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

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

O segundo estágio do Atlas-V, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22825 kg e um peso sem combustível de 2.026 kg. Desenvolve uma força de 10.115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney*, consumindo LOX e LH<sub>2</sub>. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. No lançamento desenvolve uma força de 10.110 lgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (em metros). Assim, por exemplo quando temos um veículo Atlas-V/400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no

lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-V/400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-V/500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.

Lançamento	Data	Veículo	Missão	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Carga
2011-019	7-Mai-11	401	AV-022	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-230 'SBIRS-GEO 1' (37481 2011-019A)
2011-040	5-Ago-11	551	AV-029	Cabo Canaveral	SLC-41	Juno (37773 2011-040A)
2011-070	26-Nov-11	541	AV-028	Cabo Canaveral	SLC-41	Mars Science Laboratory 'Curiosity' (37936 2011-070A)
2012-009	24-Fev-11	551	AV-030	Cabo Canaveral	SLC-41	MUOS-1 (38093 2012-009A)
2012-019	4-Mai-12	531	AV-031	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-235 'AEHF-2' (38254 2012-019A)
2012-033	20-Jun-12	401	AV-023	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-236 'NROL-38 Drake' (38466 2012-033A)
2012-046	30-Ago-12	401	AV-032	Cabo Canaveral	SLC-41	RBSP-A (38752 2012-046A)
2012-071	11-Dez-12	501	AV-034	Cabo Canaveral	SLC-41	RBSP-B (38753 2012-046B)
2012-071	11-Dez-12	501	AV-034	Cabo Canaveral	SLC-41	USA-240 X-37B-1 'OTV-3' (39025 2012-071A)
2013-004	31-Jan-13	401	AV-036	Cabo Canaveral	SLC-41	TDRS-11 'TDRS-K' (39070 2013-004A)
2013-008	11-Fev-13	401	AV-035	Vandenberg AFB	SLC-3E	Landsat-8 (LDCE) (39084 2013-008A)

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

### ***Lançar Atlas-V desde a Base Aérea de Vandenberg***

O Complexo de Lançamento *Space Launch Complex 3-East* (SLC-3E) foi extensivamente modificado em 2004 e 2005 para poder acomodar os foguetões Atlas-V. Entre as alterações introduzidas procedeu-se ao alongamento da torre móvel de ser viço em cerca de 9 metros; à instalação de uma plataforma de lançamento fixa FLP (*Fixed Launch Platform*) com uma massa de 250.000 kg; ao aumento em cerca de 6 metros da profundidade do ducto de exaustão; várias modificações aos sistemas ambientais e de fornecimentos dos produtos criogénicos; à substituição do sistema de comunicações, de controlo e de comando; e à construção e melhoramento dos centros de controlo de lançamento e de suporte de missão.

### ***Preparativos e lançamento***

A 4 de Dezembro de 2012 era levada a cabo uma simulação da contagem decrescente bem como um exercício de abastecimento com o foguetão Atlas-V/401 (AV-035) na Plataforma de Lançamento SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg, Califórnia. Este exercício serviu para comprovar o bom funcionamento dos sistemas do complexo de lançamento e como prática da equipa que iria controlar os primeiros minutos da missão. A 20 de Dezembro chegava ao local de lançamento o satélite LDCM. O comboio de veículos percorreu o Sudoeste dos Estados Unidos desde as instalações de fabrico em Gilbert, Arizona, até à Base Aérea de Vandenberg. Após aqui chegar, o satélite foi inspeccionado e posteriormente submetido aos preparativos finais antes da sua transferência para o seu foguetão lançador. Entre os preparativos encontrava-se o *Comprehensive Performance Test*, um teste dos seus instrumentos e sistemas, além de testes de mobilidade do seu painel solar. Procedeu-se também à instalação da antena de comunicações de banda X. O carregamento da bateria de fornecimento de energia para a fase inicial da missão teve lugar a 2 de Janeiro de 2013 e o abastecimento do satélite ocorreu na segunda semana de Janeiro.

A 17 de Janeiro a janela de lançamento do LDCM era ligeiramente ajustada e alongada, sendo estabelecida entre as 1802UTC e as 1850UTC.

O LDCM foi colocado no interior da carenagem de protecção no dia 24 de Janeiro. Para esta missão foi utilizada uma carenagem de protecção alongada, tendo 4,27 metros de diâmetro e 12,80 metros de comprimento. A carenagem protege o satélite durante a fase inicial do lançamento, sendo separada 4 minutos e 30 segundos após a ignição. O transporte da carenagem com o satélite entre as instalações Astrotech e o complexo de lançamento teve lugar a 25 de Janeiro, com o satélite a ser colocado no topo do estágio Centaur. A 6 de Fevereiro teve lugar o *Flight Readiness Review* no qual foram analisados os preparativos para o lançamento,

enquanto que o *Launch Readiness Review* teve lugar a 8 de Fevereiro. Após a análise de alguns problemas técnicos (nomeadamente os dados relativos a um teste levado a cabo a um computador de voo e a análise final dos problemas relacionados com o motor RL10) foi dada luz verde para a continuação dos preparativos para o lançamento. Neste dia esta prevista a ligação das ordenanças no lançador, porém a previsão da possível ocorrência de trovoadas levou ao seu adiamento, sendo no entanto realizadas no dia seguinte. Neste dia, e em continuação do *Launch Readiness Review*, foi dada luz verde para o lançamento.

A contagem decrescente teve início às 1022UTC do dia 11 de Fevereiro enquanto que o lançador ainda permanecia protegido pela torre móvel de serviço. Esta seria removida e colocada na posição de lançamento entre as 1322UTC e as 1411UTC. Pelas 1420UTC haviam sido finalizadas as verificações das baterias internas do lançador e levados a cabo os preparativos finais dos sistemas hidráulicos e de propulsão do foguetão Atlas-V/401. Os testes dos sistemas de orientação do lançador foram finalizados às 1438UTC e os testes dos sistemas de rastreio em banda C e de telemetria em banda S, eram finalizados às 1455UTC. A evacuação da plataforma de lançamento deu-se às 1507UTC e às 1522UTC (T-2h) a contagem decrescente entrava na sua primeira paragem prevista. Esta paragem de 30 minutos é introduzida na contagem decrescente para dar à equipa de controlo alguma margem de segurança para a resolução de problemas técnicos ou para retomar algum procedimento que entretanto se tenha atrasado. A contagem decrescente seria retomada às 1552UTC após todos os membros da equipa de controlo terem sido consultados pelo Director de Lançamento e de terem confirmado que os respectivos sistemas estavam operacionais.

O condicionamento térmico dos sistemas necessários para o abastecimento do tanque de oxigénio líquido do estágio Atlas foi finalizado às 1608UTC, sendo dada autorização para se iniciar o abastecimento. Na mesma altura, a área de armazenamento de oxigénio líquido para o estágio Centaur foi preparada, procedendo-se de seguida ao condicionamento térmico das condutas de abastecimento antes da passagem do fluido criogénico. O início do abastecimento de oxigénio líquido do estágio Centaur teve lugar às 1609UTC. De recordar que o oxigénio líquido encontra-se a uma temperatura de -183°C.

O processo de abastecimento processa-se em três fases: o condicionamento térmico (para preparar as condutas para a passagem do propolente criogénico), o abastecimento rápido e o abastecimento lento. O abastecimento do tanque de oxigénio líquido do primeiro estágio entrava na fase de abastecimento rápido às 1630UTC e às 1631UTC iniciava-se o condicionamento térmico das condutas de abastecimento de hidrogénio líquido para o foguetão Atlas-V. O hidrogénio líquido encontra-se a uma temperatura de -252°C.

Pelas 1636UTC o tanque de oxigénio líquido do estágio Centaur atingia 95% da sua capacidade. Nesta fase, a velocidade de abastecimento era reduzida até atingir o nível necessário para a missão. O abastecimento seria mantido até poucos momentos antes do lançamento para assim se compensar a perda de propolente devido à evaporação natural.

### *Estatísticas*<sup>7</sup>

- 618° Lançamento de um Atlas desde 1957
- 6° Lançamento de um Atlas-V desde Vandenberg
- 207ª Missão de um estágio Centaur
- 184ª Utilização de um Centaur por um foguetão Atlas
- 39° Atlas a utilizar o complexo SLC-3E
- 36° Lançamento de um Atlas-V desde 2002
- 57ª Missão de um *Evolved Expendable Launch Vehicle*
- 28° Lançamento de um Atlas 5 da *United Launch Alliance*
- 24° Voo da série 400 do Atlas-V
- 16° Atlas-V a voar na configuração 401
- 9° Lançamento da NASA a bordo de um Atlas-V

A sequência de condicionamento térmico do motor RL10 do estágio Centaur teve início às 1646UTC e entretanto, pelas 1647UTC, o nível de oxigénio líquido no tanque do estágio Centaur atingia o nível de voo. O abastecimento de hidrogénio líquido do estágio Centaur iniciava-se às 1654UTC. O processo de abastecimento rápido do tanque de oxigénio líquido do estágio Atlas foi finalizado quando se atingiu 97,5% da capacidade o tanque. O abastecimento seria mantido até poucos momentos antes do lançamento para assim se compensar a perda de propolente devido à evaporação natural. O mesmo acontecia com o abastecimento de hidrogénio líquido ao estágio Centaur pelas 1715UTC. A sequência de abastecimento do primeiro estágio era finalizada às 1746UTC e a contagem decrescente entrava na sua segunda e última paragem às 1748UTC (T-4m). Esta paragem proporcionou o tempo

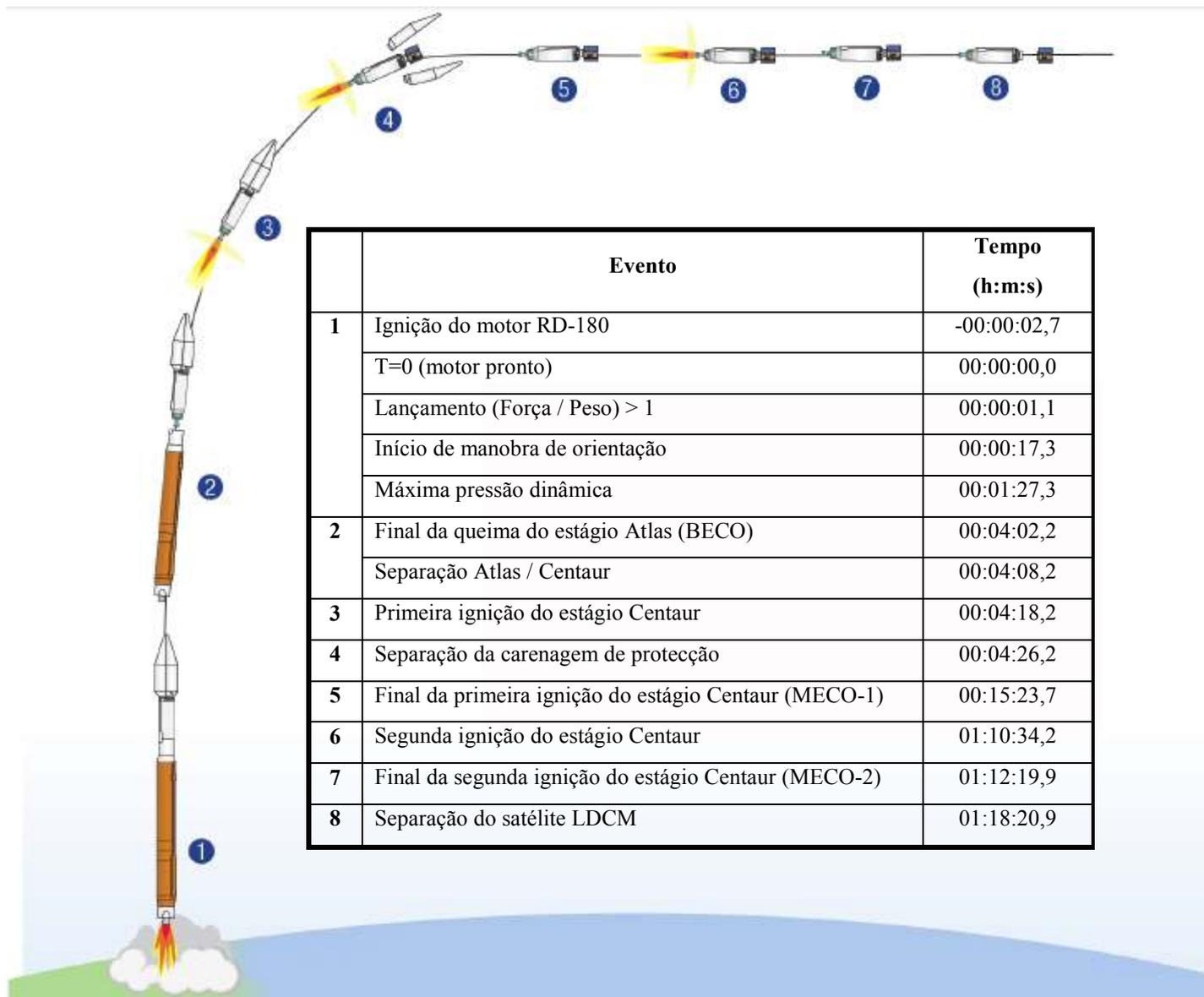
necessário para que os controladores tivessem a oportunidade de rever todos os sistemas antes de se prosseguir com o lançamento. Pelas 1749UTC todos os tanques criogénicos encontravam-se ao nível de voo

Às 1753UTC iniciava-se o processo de transferência de fontes de energia por parte do satélite LDCM, começando a utilizar as suas fontes de energia internas. Pelas 1755UTC todos os sistemas estavam prontos para o lançamento e de seguida o Director de Voo dava autorização para se prosseguir com a contagem decrescente que era retomada às 1758UTC (T-4m). Os sistemas pirotécnicos no solo eram activados às 1758:11UTC (T-3m 50s). Às 1759:01UTC (T-3), o abastecimento do tanque de oxigénio líquido do estágio Atlas era finalizado para se iniciar a pressurização que atingia os níveis de voo às 1759:31UTC (T-2m 30s). Ambos os estágios do lançador começavam a utilizar as suas fontes internas para o fornecimento de energia às 1800:01UTC (T-2m) e às 1800:06UTC (T-1m 55s) foi iniciado o sequenciador de lançamento. O abastecimento aos tanques criogénicos do estágio Centaur era finalizado às 1800:11UTC (T-1m 50s) e o sistema de segurança era activado às 1800:31UTC (T-1m 30s). Com os tanques do estágio Centaur a serem pressurizados, estes atingiam o nível necessário para o voo às 1801:21UTC (T-40s). Às 1801:41UTC (T-20s) escutava-se o usual "*Go Atlas!! Go Centaur!!!*" proveniente do controlo de lançamento indicando que tudo estava pronto para a missão.

O lançamento do foguetão Atlas-V/401 (AV-035) com o satélite LDCM ocorria às 1802:00,536UTC do dia 11 de Fevereiro de 2013.

<sup>7</sup> Tendo por base dados da *Spaceflightnow.com*.





Cerca de 30 segundos após deixar a plataforma de lançamento, o foguetão executa uma série de manobras que o colocam na trajetória e no azimute de voo correcto para executar a sua missão. Acelerando com a força do motor RD-180, o Atlas-V atinge a velocidade do som a T+1m 25s (1803:26UTC) e atravessa a região de máxima pressão dinâmica sobre a sua estrutura a T+1m 27s (1803:28UTC). A T+4m 2s (1806:03UTC) está terminada a queima do primeiro estágio, ocorrendo a separação do segundo estágio e sua posterior ignição a T+4m 18s (1806:19UTC). Esta é a primeira de duas ignições que irá colocar o conjunto numa órbita de parqueamento em torno da Terra. No final desta primeira queima o estágio Centaur encontrava-se numa órbita com um apogeu a 690,87 km de altitude, perigeu a 166,70 km de altitude e inclinação de 92,65°.

O Centaur iria permanecer nesta órbita até cerca de 1 hora e 10 minutos após o lançamento. Pelas 1907UTC o veículo começava as manobras de orientação para se colocar na posição correcta para executar a sua segunda queima que teria lugar a T+1h 10m 34s (1912:35UTC), terminando a T+1h 12m 20s (1914:21UTC). Nesta altura o Centaur encontrava-se numa órbita sincronizada com o Sol e iniciou as manobras para se colocar na atitude correcta para a separação do satélite LDCM que veio a ter lugar às 1920:22UTC. Após se separar do estágio Centaur o satélite LDCM procedeu à abertura do painel solar que foi confirmada às 1930UTC.

## Irão falha lançamento do satélite Sharif?

Parece confirmar-se que o Irão terá falhado a colocação em órbita de um satélite a 17 ou 18 de Fevereiro de 2013, tal como o Boletim Em Órbita já havia publicado a sua edição on-line a 20 de Fevereiro.

Em Março fontes Ocidentais indicaram a existência de imagens obtidas por um satélite comercial que mostram marcas da ocorrência de uma tentativa de lançamento após o Irão ter referido que iria colocar em órbita o satélite Sharif.

A 30 de Janeiro era anunciado que o Irão iria levar a cabo o lançamento de três satélites na semana de 4 a 10 de Fevereiro. Apesar de ser uma má interpretação por parte do editor da notícia, pois na realidade tratava-se do anúncio do lançamento de um satélite (Fajr ou Sharif) e da exibição de outros dois veículos (Nahid e Gahem), a verdade é que nada aconteceu naqueles dias, apesar da divulgação de vários NOTAM que indicavam a ocorrência da tentativa de um lançamento orbital. Por outro lado, na mesma data, a PressTV iraniana anunciava o lançamento do satélite Zafar dentro de um período de oito meses.

É usual o Irão proceder a anúncios deste tipo, referindo e anunciando o lançamento de satélites como grandes avanços tecnológicos. De facto, o lançamento que deveria ter lugar iria coincidir com a Semana da Ciência e Tecnologia durante a qual são exibidos os mais recentes avanços científicos iranianos em antecipação das comemorações da revolução islâmica.

### Lançamentos falhados em 2012

Em 2012, o Irão havia anunciado o lançamento do satélite Fajr para o dia 23 de Maio desse ano. A verdade, é que essa data passou e nada aconteceu, sendo no entanto emitido um comunicado por parte das autoridades iranianas referindo que o lançamento havia sido adiado. Mais tarde surgiram fotografias de satélite da DigitalGlobe que mostravam a plataforma de lançamento dos foguetões Safir onde se viam marcas recentes da ocorrência de um lançamento perto da data de 23 de Maio de 2012. Imagens semelhantes surgidas em Dezembro de 2012 mostram novamente a plataforma de lançamento com marcas de um acontecimento mais violento e que terá tido resultados mais catastróficos, no qual provavelmente um foguetão Safir terá explodido na plataforma ou nos segundos imediatamente a seguir ao lançamento que terá ocorrido a 22 de Setembro de 2012.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Veículo lançador	Carga
2008-F02	16-Ago-08	19:32	Safir-1	Omid
2009-004	02-Fev-09	18:34	Safir-1 (OES.0002)	Omid (33506 2011-040A)
2011-025	15-Jun-11	09:15:03	Safir-1A (UIS.0001)	Rasad-1 (37675 2011-025A)
2012-005	03-Fev-12	00:04:00	Safir-1B (ERS.2002)	Navid-e Elm-o Sanat (38075 2012-005A)
2012-F02	23-Mai-12	?	Safir-1B	Fajr
2012-F03	22-Set-12	?	Safir-1B	Fajr (?)
2013-F02	17-Fev-13	?	Safir-1B	Sharif

Lançamentos orbitais levados a cabo pelo Irão. Tabela: Rui C. Barbosa.

Passada a terceira semana de Fevereiro, novos anúncios iranianos continuaram a referir que o satélite Fajr seria lançado até 21 de Março de 2012, data do fim do ano iraniano. Mais uma vez a designação do satélite a ser colocado em órbita acaba por trazer mais confusão para a tentativa de se identificar o que aconteceu na realidade. No entanto, recentemente o Irão voltou a anunciar o lançamento do satélite Fajr para os primeiros seis meses do ano novo iraniano que se inicia a 22 de Março de 2013.

Este novo anúncio por parte do Irão vem agora colocar o lançamento do satélite Fajr, possivelmente uma cópia do satélite perdido em Maio e em Setembro de 2012, entre Abril e Setembro de 2013. O Irão anunciou também o primeiro lançamento do novo foguetão Simorgh com o satélite Zafar a partir do Centro Espacial Iman Kohmeini localizado em Semnan.

### O satélite Sharif

O satélite Sharif foi desenvolvido pela Universidade Industrial Sharif, sendo projectado por alunos desta universidade. O satélite teria as dimensões 0,4 x 0,4 x 0,4 metros e teria uma massa de 50 kg, sendo capaz de obter imagens com uma resolução de 12,5 metros.

O projecto para o desenvolvimento do Sharif terá sido iniciado em 2008 tendo por base um acordo entre a agência espacial iraniana e a Universidade Industrial Sharif. Mais de 100 estudantes, professores e formandos contribuíram para o desenvolvimento do satélite, auxiliados por uma equipa de profissionais nas áreas da óptica e obtenção de imagens, engenharia térmica, comunicações, dinâmica, computadores de voo, estações de rastreio, etc.



As imagens em cima foram obtidas pela *DigitalGlobe* e mostram a plataforma de lançamento em Semnan a 18 de Maio e a 21 de Junho de 2012. Nesta última são visíveis as marcas do motor do foguetão Safir-1B que terá falhado o lançamento de um satélite. Imagens: *DigitalGlobe*



A imagem em cima à esquerda foi obtida a partir do *Google Earth* e é datada de 22 de Setembro de 2012 e mostra os preparativos para um lançamento a partir de Semnan. Este lançamento teria resultados desastrosos como se pode verificar na imagem ao lado proveniente da *DigitalGlobe* e datada de 25 de Outubro de 2012.

## Índia lança sete satélites

O foguetão PSLV evidenciou mais uma vez a sua excelência ao colocar em órbita uma carga composta por sete satélites de diferentes dimensões a 25 de Fevereiro de 2013.



a quatro estágios, sendo o segundo e o quarto estágios a combustível líquido e os restantes a combustível sólido. O PSLV é capaz de colocar 3.700 kg numa órbita terrestre baixa a 200 km de altitude com uma inclinação de 49,5° em relação ao equador terrestre ou então 800 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

O primeiro estágio PS1 é um dos maiores estágios a combustível sólido actualmente existente, transportando 138.000 kg de HTPB (*Hydroxyl Terminated Poly Butadiene*). Tem um peso bruto de 210.000 kg (138.000 kg referentes ao corpo central juntamente com 72.000 kg referentes a seis propulsores laterais PSOM-XL com uma massa de 12.000 kg cada um) e desenvolve uma força de 4.787 kN no lançamento, tendo um Ies de 269 s (Ies-nm de 237 s) e um Tq de 102 s (os propulsores laterais de combustível sólido tem um Tq de 49 s). O seu comprimento total é de 20,3 metros e o seu diâmetro é de 2,8 metros, com os propulsores laterais a terem um diâmetro de 1,0 metros e um comprimento de 12,4 metros. Em torno do primeiro estágio estão colocados seis propulsores de combustível sólido. Destes seis propulsores, quatro entram em ignição no momento T=0, aumentando a força inicial do primeiro estágio.

O segundo estágio PS2 emprega o motor Vikas, desenvolvido pela Índia, e transporta 40.000 kg de UDMH e N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>. Tem um comprimento de 12,8 metros, um diâmetro de 2,8 metros e é capaz de desenvolver 804 kN no lançamento, tendo um Ies de 293 s e um Tq de 148 s. Este segundo estágio tem um peso bruto de 45.800 kg e um peso de 5.300 kg sem combustível.

O terceiro estágio PS3 utiliza combustível sólido. Tem um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 2,0 metros, sendo capaz de desenvolver 242 kN no lançamento, tendo um Ies de 294 s e um Tq de 110 s. Tem um peso bruto de 8.400 kg, pesando 1.100 kg sem combustível. O compartimento do motor é fabricado à base de fibra de poliamida.

### *Polar Satellite Launch Vehicle*

O foguetão PSLV foi desenhado e desenvolvido pelo ISRO para colocar em órbita polar sincronizada com o Sol, satélites com um peso máximo de 1.000 kg da classe IRS. Segundo dados fornecidos pelo ISRO, desde o seu primeiro voo em Outubro de 1994 a capacidade do PSLV foi aumentada de 850 kg para os actuais 1.400 kg para uma órbita sincronizada com o Sol a 820 km de altitude. O lançador demonstrou também uma capacidade múltipla no lançamento de diferentes satélites.

O PSLV foi desenvolvido no Centro Espacial Vikram Sarabhai, Thiruvananthapuram. O sistema de inércia foi desenvolvido pela unidade IISU (*ISRO Inertial Systems Unit*), localizado também em Thiruvananthapuram. O Centro de Sistemas de Propulsão Líquida desenvolveu os estágios de propulsão líquida bem como os sistemas de controlo de reacção. O Centro Espacial Satish Dawan, SHAR, processa os motores de combustível sólido e leva a cabo as operações do lançamento.

A melhoria das capacidades do PSLV foi conseguida através de vários meios: aumento da capacidade de carga de propelente no primeiro, segundo e quarto; melhoria na performance do motor do terceiro estágio ao se otimizar o motor e a carga de combustível; e introdução de um adaptador de carga de material compósito carbónico. A sequência de ignição dos propulsores laterais foi também alterada. Anteriormente dois dos propulsores entravam em ignição na plataforma de lançamento e os restantes quatro entravam em ignição com o veículo á em voo. Esta sequência foi alterada, entrando em ignição no solo quatro propulsores e os restantes dois entram em ignição com o veículo já em voo.

O PSLV tem uma altura de 44,4 metros, um diâmetro base de 2,8 metros e um peso de 294.000 kg. O PSLV é um lançador

O quarto estágio PS4 utiliza dois motores de combustível líquido que consomem MMH (Mono Metil Hidrazina) e MON (*Mixed Oxides of Nitrogen*). Tem um comprimento de 2,9 metros e um diâmetro de 2,8 metros, atingindo uma envergadura de 2,0 metros e sendo capaz de desenvolver  $7,3 \times 2$  kN no lançamento (les de 308 s; Tq de 515 s). Tem um peso bruto de 2.920 kg, pesando 920 kg sem combustível.

A carenagem de protecção dos satélites tem um diâmetro base de 3,2 metros, podendo no entanto ser utilizadas outras variantes desta carenagem.



O primeiro lançamento do PSLV (PSLV-D1) teve lugar a 20 de Setembro de 1993 (0512UTC) e acabou num fracasso (1993-F03), falhando a colocação em órbita do satélite IRS-1E. A primeira missão com sucesso teve lugar a 15 de Outubro de 1994 (0505UTC) quando o foguetão PSLV-D2 colocou em órbita o satélite IRS-P2 (23323 1994-068A).

O PSLV utiliza um grande número de sistemas auxiliares para a separação dos estágios, separação da ogiva de protecção, etc. Estes sistemas estão divididos pelos diferentes estágios:

- 1º Estágio: sistema SITVC (*Secondary Injection Thrust Vector Control*) para controlo de translação, e motores de reacção para controlo da rotação;
- 2º Estágio: movimentação do motor para controlo de translação e motor de controlo da rotação;
- 3º Estágio: escape (tubeira) flexível para controlo de translação e sistema de controlo de reacção PS-4 para controlo da rotação;
- 4º Estágio: movimentação do motor para controlo de translação e sistema de controlo de reacção reactivável para controlo de atitude.

O sistema de navegação inercial localizado no compartimento de equipamento no topo do quarto estágio guia o lançador desde o seu lançamento até à injeção do satélite em órbita. O veículo possui instrumentação para monitorizar a sua performance durante o voo. O sistema de detecção fornece informação em tempo real sobre o desempenho do veículo permitindo uma segurança do voo e permite a determinação da órbita preliminar na qual o satélite é colocado.

A versão PSLV-CA (CA – *Core Alone*) foi desenvolvida a partir da versão standard do lançador PSLV-C e é seleccionada tendo em conta o peso das cargas a ser colocadas em órbita. Esta versão tem uma massa de 230.000 kg no lançamento.

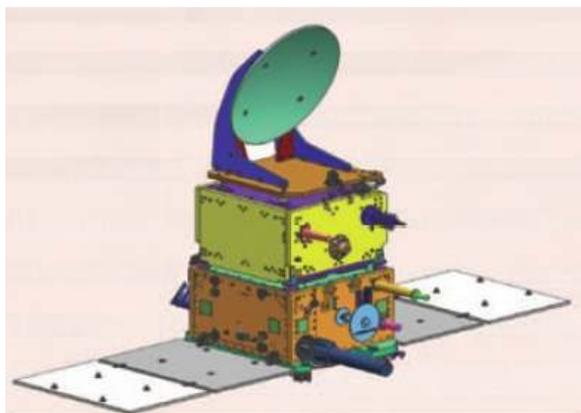


As diferentes da montagem e integração do foguetão PSLV-C20. Imagens: ISRO.

Lançamento	Veículo lançador	Modelo PSLV	Data de Lançamento	Hora	Plataforma Lançamento	Satélites
2008-052	C11	XL	22-Out-08	00:52:11	SLP	Chandrayaan-1 (33405 2008-052A); IMP
2009-019	C12	CA	20-Abr-09	01:15:00	SLP	RISAT-2 (34807 2009-019A) ANUSAT (34808 2009-019B) Oceansat-2 (35931 2009-051A) BeeSat (35932 2009-051B)
2009-051	C14	CA	23-Set-09	06:21:00	FLP	UWE-2 (35933 2009-051C) ITU-pSAT 1 (35964 2009-051D) SwissCube-1 (35935 2009-051E) Rubin-9.1 / Rubin-9.2 (35936 2009-051F)
2010-035	C15	CA	12-Jul-10	03:53:00	FLP	CartoSat-2B (36795 2010-035A) STUDSAT (36796 2010-035B) AISSat-1 (36797 2010-035C) AISat-2A (36798 2010-035D) TISat-1 (36799 2010-035E)
2011-015	C16	C	20-Abr-11	04:42:00	FLP	ResourceSat-2 (37387 2011-015A) YouthSat/IMS-1A (37388 2011-015B) X-Sat (37389 2011-051C)
2011-034	C17	XL	15-Jul-11	11:18:00	SLP	GSAT-12 (37746 2011-034A)
2011-058	C18	CA	12-Out-11	05:31:00	FLP	Megha-Tropiques (37838 2011-034A) Jugnu (37839 2012-034B) VesselSat-1 (37840 2011-034C) SRMSat (37841 2011-034D)
2012-017	C19	XL	29-Abr-12	00:17:00	FLP	RISAT-1 (38248 2012-017A)
2012-047	C21	CA	9-Set-12	04:23:00	FLP	SPOT-6 (38755 2012-047A) PROITERES (38756 2012-047B)
2013-009	C20	CA	25-Fev-13	12:31:00	FLP	SARAL (39086 2013-009A) AAUSat-3 (39087 2013-009B) SAPPHIRE (39088 2013-009C) NEOSSat (39089 2013-009D) STRaND-1 (39090 2013-009E) TUGsat-1 (39091 2013-009F) UniBRITE (39092 2013-009G)

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão PSLV nas suas diferentes versões. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Centro Espacial Satish Dawan SHAR na Ilha de Sriharikota. Tabela: Rui C. Barbosa

### A carga a bordo do PSLV-C20



A carga principal a bordo da missão C20 do PSLV, foi o satélite indo-francês SARAL (*Satellite with ARGOS and ALTIKA*) com uma massa de 409 kg. O SARAL foi a primeira missão tendo por base a série baseada no modelo *Indian Mini Satellite (IMS) Bus series-2*, configurada para satélites da classe dos 400 kg com tecnologias miniaturizadas testadas no IMS-1. O IMS-2 emprega o conceito modular para a montagem da sua carga, sendo um satélite operacional com uma completa redundância nos seus sistemas principais. A capacidade de carga neste modelo é de cerca de 200 kg. O desenvolvimento do IMS-2 é um marco importante pois é visto como base de diferentes tipos de missões operacionais nos próximos anos. Esta plataforma está projectada para transportar cargas de tamanho médio que sejam úteis para aplicações nas áreas da observação da Terra, estudos atmosféricos e oceanográficos, ciências espaciais, etc., sem alterações significativas na plataforma.

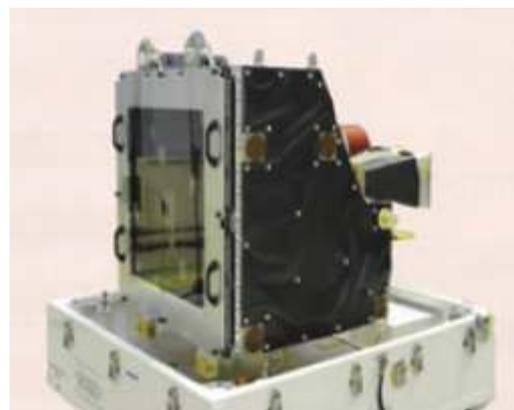
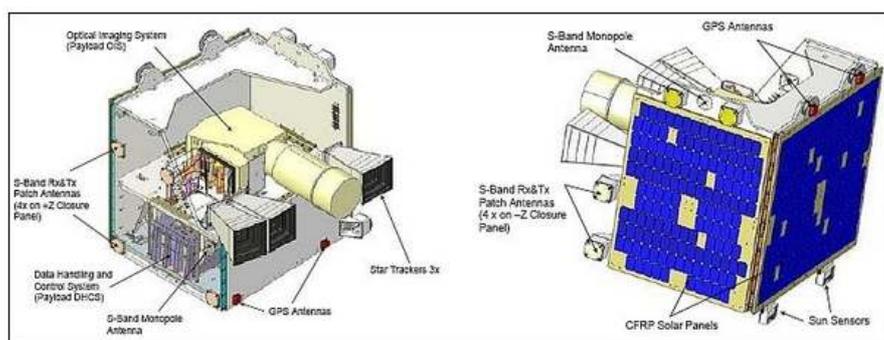
A missão SARAL resulta de um interesse mútuo entre o ISRO e o CNES no estudo dos oceanos a partir do espaço utilizando um sistema de altimetria e na promoção da máxima utilização do sistema de recolha de dados ARGOS.

As cargas a bordo são o *Payload Interface Module (PIM)*, fornecido pelo CNES) contendo os sistemas ALTIKA e ARGOS, e um repetidor de banda C de estado sólido. Os objectivos científicos do PIM são a meteorologia marítima e a previsão do estado do mar;

oceanografia operacional; previsões sazonais; monitorização do clima e do nível médio do mar; investigação do clima e dos sistemas dos oceanos e da Terra; e estudos das migrações animais.

Os produtos de dados do ALTika serão fornecidos à comunidade de investigação oceanográfica para auxiliar no estudo de variabilidades nas meso-escalas oceânicas utilizando resoluções espaciais e verticais melhoradas; assimilação de dados num modelo oceânico global; altimetria costeira; águas continentais; monitorização dos gelos nas terras interiores; climatologia da chuva e nuvens; e determinação de sistemas de referência geodésica.

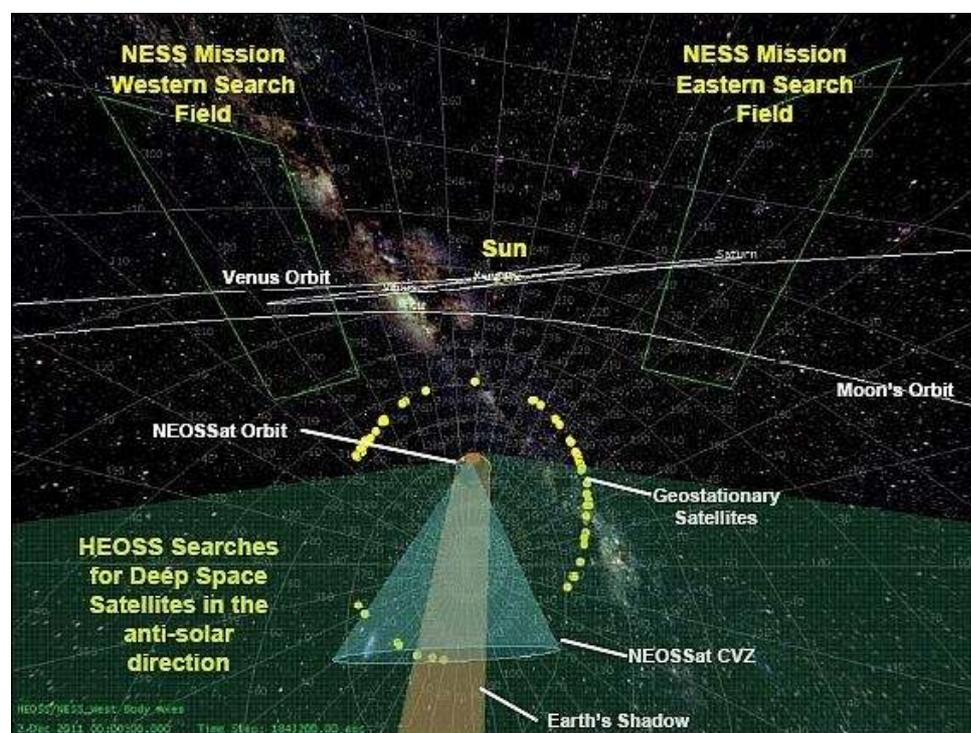
O principal objectivo do dispositivo ARgos é o de recolher dados a partir da *Data Collection Platform* (DCP) e seu fornecimento ao utilizador. As aplicações do ARgos são a localização de bóias e bascos de pesca; a recolha de dados ambientais tais como perfis da temperatura oceânica, correntes e salinidade; e o seguimento de animais, aves, etc.



O satélite canadiano SAPHIRE (imagem ao lado e em cima) foi construído pela *MacDonald, Dettwiler and Associates* (MDA) e tinha uma massa de 148 kg no lançamento. O principal objectivo deste satélite é o de estabelecer um sistema de vigilância operacional para contribuir para a *US Space Surveillance Network*. O SAPHIRE é um sensor espacial óptico que irá levar a cabo vigilância a partir da órbita terrestre e obter informações sobre objectos espaciais entre os 6.000 e os 40.000 km de altitude. O projecto foi aprovado pelo governo do Canadá em 2007.



O *Near-Earth Object Space Surveillance Satellite* (NEOSSat) foi construído pela *Microsat Systems Canada Inc* (MSCI). O satellite está equipado com um telescópio espacial dedicado à detecção e seguimento de asteróides e satélites na órbita geostacionária. No lançamento o satélite tinha uma massa de 74 kg.



Os principais objectivos da missão são: a) a descoberta e determinação das órbitas de objectos NEO (Near-Earth Objects) que não podem ser detectados de forma eficiente a partir do solo e após a descoberta de asteróides e / ou cometas, isto envolve de forma particular a monitorização das suas trajectórias; b) a demonstração da capacidade de um microssatélite produzir dados métricos úteis (posição / tempo) sobre objectos fabricados pelo homem em órbita terrestre entre os 15.000 km e os 40.000 km de altitude; c) levar a cabo uma demonstração em voo da primeira plataforma MMBB (*Multi-Mission Microsatellite Bus*). O desenvolvimento de uma plataforma multi-missão para o Canadá é um objectivo por parte da agência espacial daquele país.

O telescópio de 15 cm de abertura será capaz de detectar objectos até uma magnitude de 20 V.



Os satélites UniBRITE (também designado Can-X3a ou NLS 8.1) e TUGsat-1 (também designado BRITE, BRITE-Austria, CanX-3b ou NLS 8.2) são dois satélites científicos operados pela Áustria.

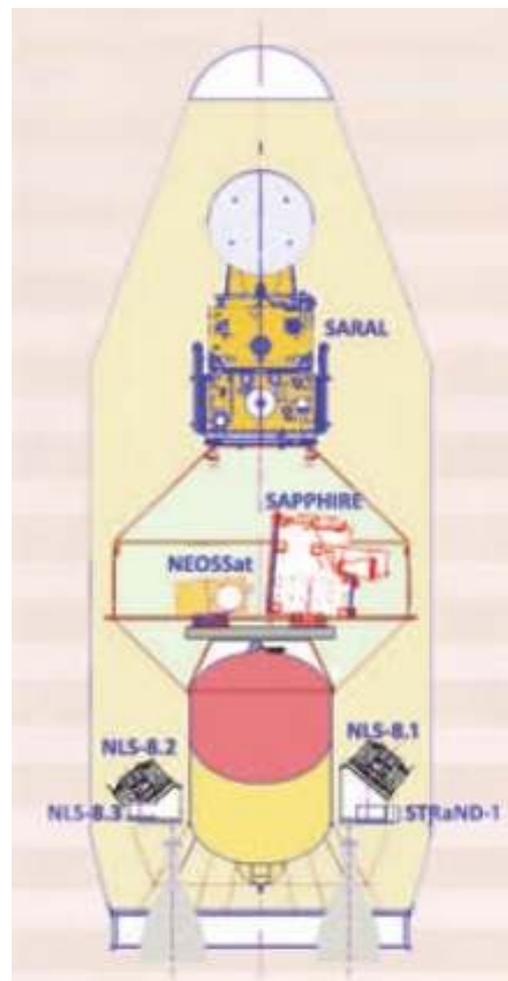
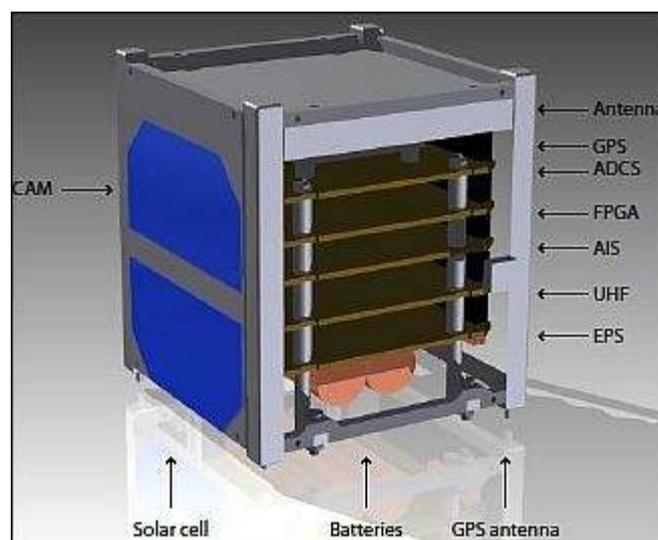
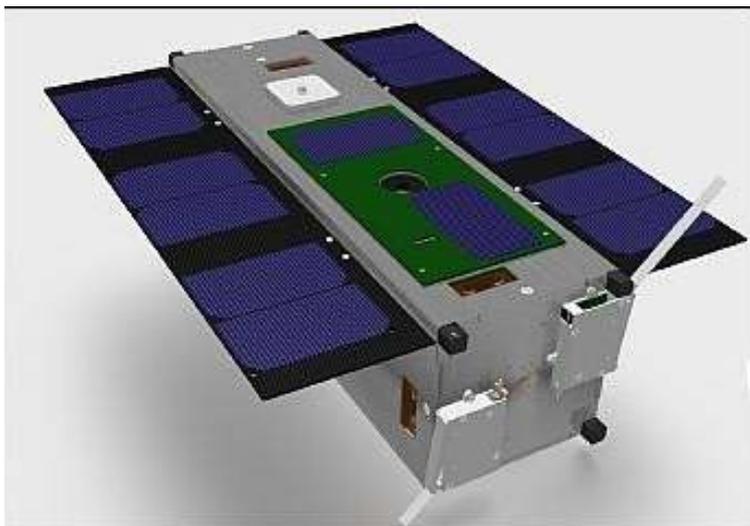
Ambos uma massa de 14 kg, o satélite UniBRITE foi construído para a Universidade de Viena e o TUGsat-1 para a Universidade Técnica de Graz pelo Laboratório de Voo Espacial da Universidade do Instituto de Estudos Aeroespaciais de Toronto.

O objectivo do UniBRITE é a medição fotométrica das oscilações de baixo nível e das variações de temperatura em estrelas com uma magnitude superior a 4,0 com uma precisão sem precedentes e uma cobertura temporal que não é possível através de métodos de medição na Terra. Por seu lado, o TUGsat-1 é similar ao UniBRITE com a excepção de um filtro óptico colocado na sua carga e que é utilizado para observar a região azul do espectro luminoso.

O satélite AAUSat3 (*Aalborg University CubeSat-3*) é o terceiro cubesat desenvolvido por estudantes na Universidade de Aalborg, Dinamarca. A bordo encontra-se um receptor AIS de banda dupla para a recepção de sinais do sistema AIS a partir de embarcações nas regiões árticas e um receptor GPS Phoenix fornecido pela agência espacial alemã DLR. No lançamento tinha uma massa de 1 kg.

O *Surrey Training, Research and Nanosatellite Demonstrator* (STRaND-1) foi construído pela SSTL (*Surrey Satellite Technology Ltd*) e tem como objectivo testar novas tecnologias e novos desenvolvimentos numa órbita terrestre baixa. As cargas a bordo são um *Smart Phone*, o sistema *Resistojet Propulsion System* e o *Pulsed Plasma Electrical Propulsion System*.

O satélite é um 3U CubeSat com as dimensões 10 cm x 10 cm x 34 cm, tendo uma massa de 6,5 kg.



### A carga a bordo do PSLV-C20

A missão PSLV-C20 estava inicialmente prevista para ter lugar a 12 de Dezembro de 2012. Nos últimos dias de Setembro, o satélite AAUSat3 era submetido com sucesso a testes de vibração e era integrado no seu dispositivo de transporte. Estes processos tiveram lugar na Universidade de Toronto, Canadá. O satélite seria transportado para a Índia em princípios de Novembro. O lançamento seria adiado para 28 de Janeiro de 2013 em meados de Novembro, sendo adiado para Fevereiro em Dezembro devido a problemas surgidos com o satélite SARAL durante os testes levados a cabo na câmara térmica e de vácuo. A 26 de Dezembro, o CNES indicava que o lançamento estava previsto para 11 de Fevereiro.

A 18 de Janeiro o ISRO informava que o lançamento teria lugar a 14 de Fevereiro, no mesmo dia que chegava ao Centro Espacial de Satish Dawan o satélite NEOSat.

O lançamento seria novamente adiado para o dia 18 de Fevereiro e depois para o dia 22 de Fevereiro. Entretanto, o processo de montagem dos quatro estágios do foguetão PSLV-C20 estava praticamente concluído. Um novo adiamento iria colocar o lançamento a 25 de Fevereiro.

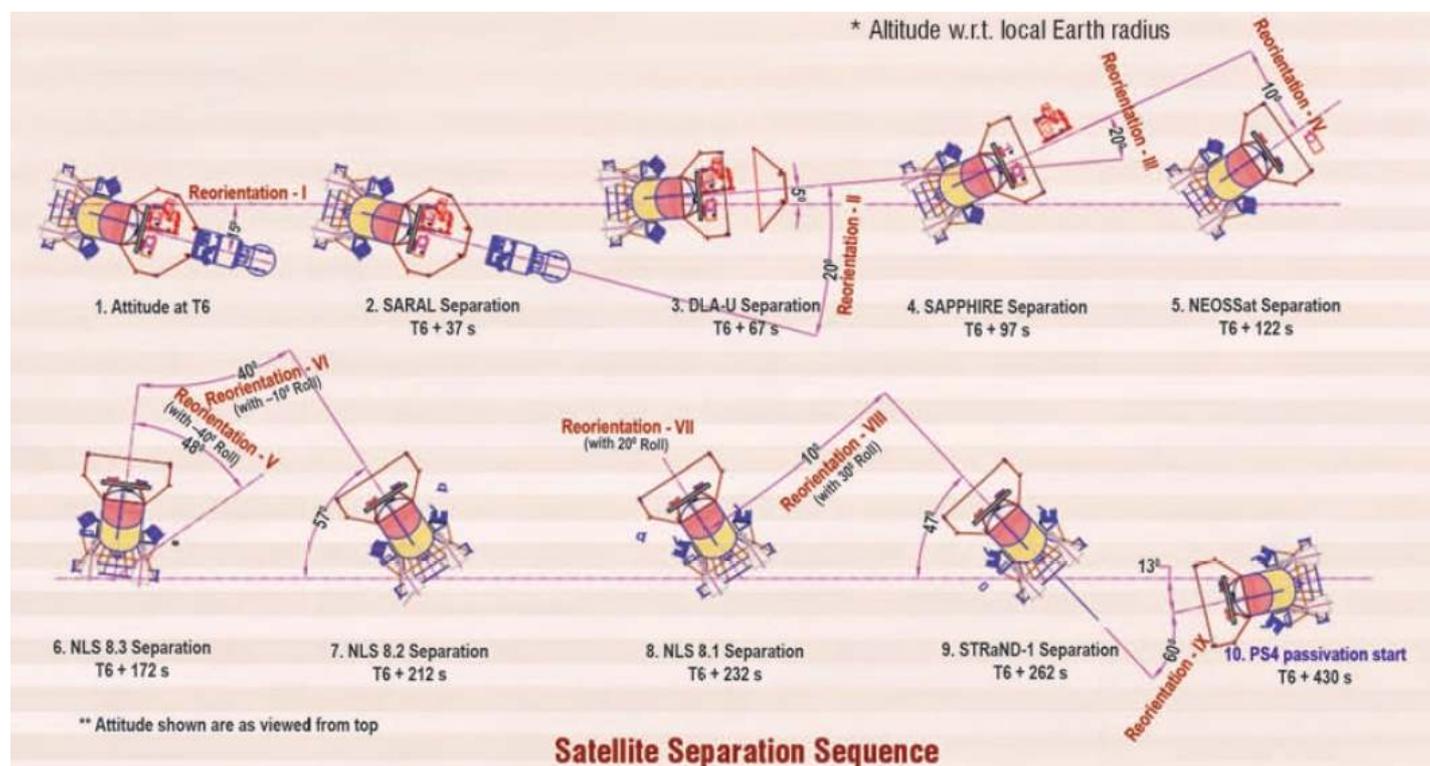


A contagem decrescente de 59 horas para o lançamento tinha início no dia 22 de Fevereiro e iria decorrer sem problemas. O abastecimento do segundo e do quarto estágio seriam finalizados às 0931UTC do dia 25 de Fevereiro enquanto que a torre de serviço móvel seria colocada na posição de lançamento pelas 1022UTC.



O lançamento teria lugar às 1231UTC. O quadro seguinte mostra as diferentes fases da missão.

Evento	Tempo (s)	Altitude (km)	Velocidade inercial (m/s)
Ignição RCT	-3,00	0,0262	451,89
Ignição PS1	0,00	0,0262	451,89
Separação PS1	113,14	52,112	1560,10
Ignição PS2	113,34	52,306	1559,05
Separação da carenagem	178,04	115,810	2096,37
Separação PS2	265,04	222,051	3595,27
Ignição PS3	266,24	223,778	3590,86
Separação PS3	520,04	581,674	5302,02
Ignição PS4	531,00	593,334	5283,92
Final da queima PS4	1040,72	788,995	7453,38
Separação SARAL	1077,72	789,630	7459,46
Separação DLA U	1107,72	790,167	7459,28
Separação SAPHIRE	1137,72	790,724	7459,10
Separação NEOSat	1162,72	791,201	7458,93
Separação AAUSAT3	1212,72	792,187	7458,48
Separação TUGSat-1	1252,72	793,000	7458,14
Separação UniBRITE	1272,72	793,413	7457,97
Separação STRaND-1	1302,72	794,039	7457,69





## Quadro de Lançamentos Recentes

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

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação Peso (kg)	Lançador	Local
<b>15 Jan.</b>	1624:59	2013-001A GIK-1 Plesetsk, LC133/3	39057	Cosmos 2482 (1517 / 1473 / 82,5 / 115,86)	Rokot/Briz-KM (4926391831/72518)	
			39058	Cosmos 2483 (1503 / 1477 / 82,51 / 115,76)		
			39059	Cosmos 2484 (1514 / 1475 / 82,51 / 115,86)		
<b>27 Jan.</b>	0440	2013-002A Tanegashima, Yoshinobu LP1	39061	IGS Radar-4	H-2A/202 (F22)	
			39062	IGS Optical-5 demo (versão teste)		
<b>30 Jan.</b>	0700	2013-003A Naro	39068	STSAT-2C (1497 / 296 / 80,28 / 102,91)	Naro-1 (KSLV-1)	
<b>31 Jan.</b>	0148	2013-004A Cabo Canaveral, SLC-41	39070	TDRS-11 (TDRS-K) 3.454,00(35831 / 35745 / 6,98 / 1436,18)	Atlas-V/401 (AV-036)	
<b>01 Fev.</b>	0655:59	2013-F01 Oc. Pacífico, Odyssey	-	Intelsat-27 6.241	Zenit-3SL/DM-SL (SL36/35L)	
<b>06 Fev.</b>	1604:24	2013-005A Baikonur, LC31 PU-6	39072	Globalstar-M078 (1091 / 1058 / 52 / 106,71)	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat-M (И15000-011/1029/ST26)	
		2013-005B	39073	Globalstar-M093 (1108 / 1070 / 52 / 107,03)		
		2013-005C	39074	Globalstar-M094 (927 / 915 / 52,01 / 103,44)		
		2013-005D	39075	Globalstar-M095 (929 / 918 / 52,01 / 103,48)		
		2013-005E	39076	Globalstar-M096 (1414 / 1413 / 51,99 / 114,08)		
		2013-005F	39077	Globalstar-M097 (1414 / 1413 / 51,98 / 114,08)		
<b>07 Fev.</b>	2136:07	2013-006A CSG Kourou, ELA3	39078	Amazonas-3 6.265,00(35791 / 35781 / 0,03 / 1436,06)	Ariane-5ECA (L568/VA212)	
			39079	Azerspace-1/Africasat-1a 3.237,80(35793 / 35780 / 0 / 1436,07)		
<b>11 Fev.</b>	1441:46	2013-007A Baikonur, LC1 PU-5	39082	Progress M-18M (ISS-50P) (417 / 399 / 51,65 / 92,73)	11A511U Soyuz-U (И15000-137)	
<b>11 Fev.</b>	1802:01	2013-008A Vandenberg AFB, SLC-3E2.785	39084	Landsat-8 (LDCM) (692 / 683 / 98,24 / 98,51)	Atlas-V/401 (AV-035)	

<b>17 Fev.(?)</b>	<b>2013-F02</b>		<b>???</b>	<b>Safir-1B (?)</b>	
	<b>Samnan</b>				
<b>25 Fev.</b>	1231:00	2013-009A	39086	SARAL	PSLV-C20
		Satish Dawan SHAR, FLP	409,00	(785 / 783 / 98,53 / 100,54)	
		2013-009B	39087	AAUSat3	
			1,00	(788 / 769 / 98,63 / 100,42)	
		2013-009C	39088	SAPPHIRE	
			148,00	(797 / 771 / 98,63 / 100,44)	
		2013-009D	39089	NEOSSat	
			74,00	(787 / 771 / 98,63 / 100,43)	
		2013-009E	39090	STRaND-1	
			6,50	(784 / 771 / 98,64 / 100,4)	
		2013-009F	39091	TUGSAT-1	
			14,00	(784 / 770 / 98,63 / 100,39)	
		2013-009G	39092	UniBRITE	
			14,00	(784 / 771 / 98,63 / 100,39)	

## Outros Objectos Catalogados

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

<b>Data Lançamento</b>	<b>Des. Int.</b>	<b>NORAD</b>	<b>Designação</b>	<b>Veículo Lançador</b>	<b>Local de Lançamento</b>
06 Fevereiro	2013-006C	39080	ESC-A (L568/VA212)	Ariane-5ECA (L568/VA212)	CSG Kourou, ELA3
06 Fevereiro	2013-006D	39081	Sylda-5 (L568/VA212)	Ariane-5ECA (L568/VA212)	CSG Kourou, ELA3
11 Fevereiro	2013-007B	39083	Blok-I	11A511U Soyuz-U (J115000-137)	Baikonur, LC1 PU-5
11 Fevereiro	2013-008B	39085	Centaur (AV-035)	Atlas-V/401 (AV-035)	Vandenberg AFB, SLC-3E
25 Fevereiro	2013-009H	39093	PS4 (PSLV-C20)	PSLV-C20	Satish Dawan, Ilha Sriharikota, FLP
25 Fevereiro	2013-009J	39094	(Destroço)	PSLV-C20	Satish Dawan, Ilha Sriharikota, FLP
06 Novembro	1973-086HH	39095	(Destroço)	Delta-0300 (576/D98)	Vandenberg AFB, SLC-2W
06 Novembro	1973-086HJ	39096	(Destroço)	Delta-0300 (576/D98)	Vandenberg AFB, SLC-2W
06 Novembro	1973-086HK	39097	(Destroço)	Delta-0300 (576/D98)	Vandenberg AFB, SLC-2W
14 Julho	1977-065GH	39098	(Destroço)	Delta-2914 (618/D132)	Cabo Canaveral AFS, LC-17B
14 Julho	1977-065GJ	39099	(Destroço)	Delta-2914 (618/D132)	Cabo Canaveral AFS, LC-17B
14 Julho	1977-065GK	39100	(Destroço)	Delta-2914 (618/D132)	Cabo Canaveral AFS, LC-17B
14 Julho	1977-065GL	39101	(Destroço)	Delta-2914 (618/D132)	Cabo Canaveral AFS, LC-17B
14 Julho	1977-065GM	39102	(Destroço)	Delta-2914 (618/D132)	Cabo Canaveral AFS, LC-17B
22 Fevereiro	1986-019VR	39103	(Destroço)	Ariane-1 (V16)	CSG Kourou, ELA1
a (são catalogados seis objectos do lançamento 1986-019)					
22 Fevereiro	1986-019VW	39108	(Destroço)	Ariane-1 (V16)	CSG Kourou, ELA1
19 Junho	1993-036BTY	39109	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135601)	GNIIP Plesetsk, LC132/1
19 Junho	1993-036BTZ	39110	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135601)	GNIIP Plesetsk, LC132/1
19 Junho	1993-036BUA	39111	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135601)	GNIIP Plesetsk, LC132/1
10 Maio	1999-025EVZ	39112	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	Taiyuan, LC7
10 Maio	1999-025EWA	39113	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	Taiyuan, LC7
10 Maio	1999-025EWB	39114	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	Taiyuan, LC7

## Lançamentos orbitais previstos para Março e Abril de 2013

Dia (UTC)	Lançador	Carga	Local
<b>Março</b>			
01 (1510:13)*	Falcon-9 v1.0	Dragon-CRS2	Cabo Canaveral AFS, SLC-40
19 (2121:00)*	Atlas-V/401	SBIRS-GEO 2	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
26 (1915:00)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93536/99536)	Satmex-8	Baikonur, LC200 PU-39
28 (2043:22)	11A511U-FG Soyuz-FG (J115000-043)	Soyuz TMA-08M	Baikonur, LC1 PU-5
<b>Abril</b>			
15 (1906:00)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538)	Anik-G1	Baikonur, LC200 PU-39
16	Antares-110	Cygnus Mass Simulator Dove-1 PhoneSat-v1a PhoneSat-v1b PhoneSat-v1c	Wallops Island, LP-0A
19 (1000:00)	14A14-1A Soyuz-2-1A (014)	Bion-M n.º 1 BeeSat-2 BeeSat-3 SOMP OSSI-1 AIST	Baikonur, LC31 PU-6
20 (0206:31)	Vega (VV02)	Proba-V VNREDSat-1A ESTCube-1	CSG Kourou, ZLV
20	CZ-2D Chang Zheng-2D	GF-1 Gaofen-1 NEE-01 Pegaso Turksat-3USAT	Jiuquan, LC43 603
22	11A511U Soyuz-U (J115000-138)	Progress M-19M	Baikonur, LC1 PU-6
26	14A14-1B Soyuz-2-1B/Fregat (???)1047)	GLONASS (blok-47s)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4

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

## Próximos Lançamentos Tripulados

- 28 de Março de 2012**                    **Soyuz TMA-09M**  
Pavel Vladimirovich Vinogradov (3), Alexander Alexandrovich Misurkin (1), Christopher John Cassidy (2)  
Oleg Valeriyevich Kotov, Sergey Nikolayevich Ryazansky, Michael Scott Hopkins
- 29 de Maio de 2013**                    **Soyuz TMA-09M**  
Fyodor Nikolayevich Yurchikhin (4); Luca Salvo Parmitano (1); Karen LuJean Nyberg (2)  
Mikhail Vladislavovich Tyurin; Richard Alan Mastracchio; Koichi Wakata
- ?? de Junho de 2013**                    **Shenzhou-10**  
Nie Haisheng (2); Zhang Xiaoguan (1); Wang Yaping (1) – tripulação baseada na tripulação suplente da Shenzhou-9  
¿????; ¿????; ¿????
- 25 de Setembro de 2013**                    **Soyuz TMA-10M**  
Oleg Valeriyevich Kotov (3); Sergey Nikolayevich Ryazansky (1); Michael Scott Hopkins (1)  
Alexander Vikentyevich Skvortsov; Oleg Germanovich Artemyev; Steven Ray Swanson
- 25 de Novembro de 2013**                    **Soyuz TMA-11M**  
Mikhail Vladislavovich Tyurin (3); Richard Alan Mastracchio (4); Koichi Wakata (4)  
Maksim Viktorovich Surayev; Gregory Reid Wiseman; Alexander Gerst
- 26 de Março de 2014**                    **Soyuz TMA-12M**  
Alexander Vikentyevich Skvortsov (2); Oleg Germanovich Artemyev (1); Steven Ray Swanson (3)  
Alexander Mikhailovich Samokutyayev; Elena Olegovna Serova; Barry Eugene Wilmore
- 28 de Maio de 2014**                    **Soyuz TMA-13M**  
Maksim Viktorovich Surayev (2); Gregory Reid Wiseman (1); Alexander Gerst (1)  
Cosmonauta Russo; Samatha Cristoforetti; Terry Wayne Virts
- 30 de Setembro de 2014**                    **Soyuz TMA-14M**  
Alexander Mikhailovich Samokutyayev (2); Elena Olegovna Serova (1); Barry Eugene Wilmore (2)  
Yuri Valentinovich Lonchavok; Mikhail Borisovich Korniyenko; Scott Joseph Kelly
- 30 de Novembro de 2014**                    **Soyuz TMA-15M**  
Cosmonauta Russo; Samatha Cristoforetti (1); Terry Wayne Virts (2)  
Cosmonauta russo; Kimiya Yui; Astronauta dos EUA
- 30 de Março de 2015**                    **Soyuz TMA-16M**  
Yuri Valentinovich Lonchavok (4); Mikhail Borisovich Korniyenko (2); Scott Joseph Kelly (4)  
Cosmonauta russo; Sergei Aleksandrovich Volkov; Astronauta dos EUA
- 30 de Maio de 2015**                    **Soyuz TMA-17M**  
Cosmonauta russo; Kimiya Yui (1); Astronauta dos EUA  
Cosmonauta russo; Astronauta da ESA; Astronauta dos EUA
- ?? de Outubro de 2015**                    **Soyuz TMA-18M**  
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA  
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
- ?? de Dezembro de 2015**                    **Soyuz TMA-19M**  
Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA  
Cosmonauta russo; Astronauta da ESA (?); Astronauta dos EUA
- ?? de Março de 2016**                    **Soyuz TMA-20M**  
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA  
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
- ?? de Maio de 2016**                    **Soyuz TMA-21M**  
Cosmonauta russo; Thomas Pesquet (1) (?); Astronauta dos EUA  
Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA

## Lançamentos Suborbitais

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

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

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

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

Data	Hora	Nome	Lançador	Local
26 Jan.	2200:00	EKV CTV-01	GBI	Vandenberg AFB, LF-23
27 Jan.	0810		BO-5/K-15	INS S-73 Arihant
27 Jan.	1210 (?)	Alvo	DF-21 (?)	Jiuquan (?)
27 Jan.	1210 (?)	Interceptor	DF-21 (?)	Urumqi (?)
28 Jan.		Pishgam	Pishgam (Kavoshgar-5)	Semnan (?)
29 Jan.	2250	NASA 41.107GT	Terrier-Improved Orion	Wallops Island
<b>07 Fev.</b>	0821	NASA 49.001UE VISIONS	Talos-Terrier-Oriole-Nihka	Poker Flat Research Range, Alasca
<b>13 Fev.</b>	0910	Alvo ARAV-B	Terrier-Oriole	Kauai
<b>13 Fev.</b>	0915?	FTM-20	Aegis SM-3	CG-20, Oceano Pacífico
<b>15 Fev.</b>		NASA 41.104GT	Terrier-Improved Orion	White Sands, Novo México
<b>?? Fev.</b>		Julan ?	Scud	An Nasriyah, Síria
<b>25 Fev.</b>	0600?	Arrow	Arrow-3	Palmachin?

### Notas de Jonathan McDowell sobre os lançamentos suborbitais

A carga VISIONS, o primeiro lançamento do foguetão-sonda Talos-Terrier-Oriole-Nikha, foi lançada para as auroras a 7 de Fevereiro a partir do Centro de Investigação de Poker Flat perto de Fairbanks, Alasca. O foguetão coloca o Black Brant XII (Talos-Terrier-Black Brant V-Nikha) como o mais elevado veículo de pesquisa suborbital na frota de foguetões suborbitais da NASA.

Relatos indicam que o Comando de Mísseis da Síria disparou uma série de mísseis Julan (Scud) desde uma base em An Nasriyah em direcção a Aleppo e outros alvos rebeldes, com seis lançamento por volta de 10 de Dezembro, 4 a 20 de Dezembro e 10 lançamento no período de 16 a 22 de Fevereiro. Os lançamentos no período de 5 a 10 de Janeiro podem ter-se tratado de mísseis Fateh-110 de fabrico Iraniano. Alguns destes mísseis resultaram em muitas baixas. Dado o alcance de 280 km é provável que os apogeuos destes mísseis tenham excedido de forma marginal o valor de 80 km que o autor utiliza como o limite inferior do espaço. Porém, não os irei listar de forma individual na tabela em baixo.

Israel testou o interceptor exoatmosférico Arrow-3 (Hetz-3) a 25 de Fevereiro.

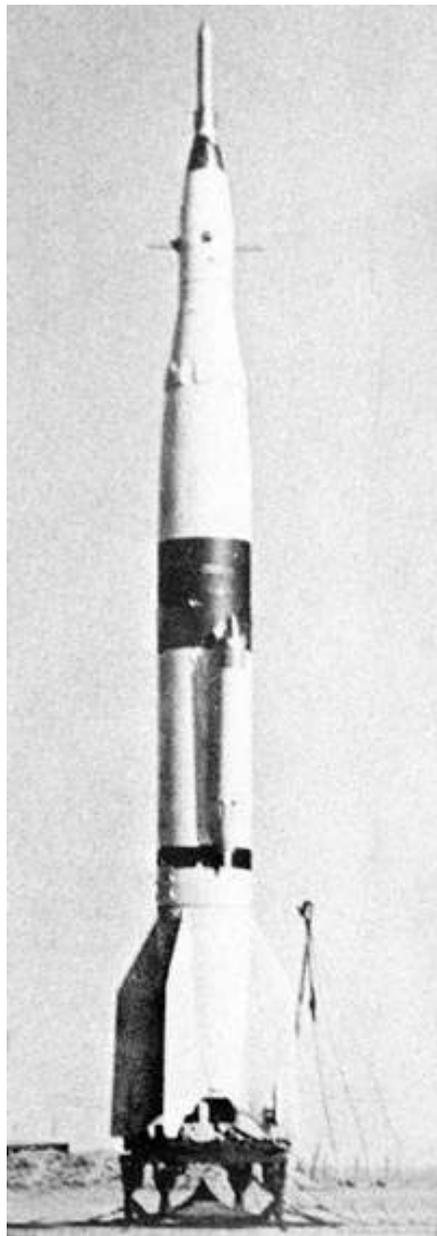
Um relato Iraniano no fórum nasaspaceflight.com sugere que o macaco espacial Iraniano a bordo da recente missão Pishgam lançada pelo foguetão-sonda Kavoshgar Tipo C, chamava-se 'Aftab' (Nascer do Sol) e não 'Pishgam'.

## Cronologia Astronáutica (LXXXVI)

*Por Manuel Montes*

-Julho de 1952: Especialistas do *Ames Aeronautical Laboratory* iniciam uma série de experiências em túneis de vento sobre diversas configurações aerodinâmicas para naves espaciais e cones mísseis. Uma das conclusões é a de que um corpo acabado em ponta arredondada suportará melhor a reentrada atmosférica que outro com ponta aguda.

-29 de Julho de 1952: Voa o primeiro Rockoon, o primeiro foguetão lançado desde um balão. A técnica permite alcançar maiores altitudes. Este modelo estará patrocinado pelo grupo de James Van Allen e será lançado desde em quebra-gelo ao lago da costa da Groenlândia.



-8 de Agosto de 1952: Os soviéticos lançam o primeiro míssil R-2 da série “controlada”, desde Kapustin Yar. Seguirão outros treze, até 18 de Setembro, com um êxito notável (12 alcançarão os seus objectivos).

-21 de Agosto de 1952: É lançado desde White Sands a V-2 número TF-3. Os objectivos são os mesmos que o anterior voo da série, isto é, servir como treino para o exército norte-americano e ao mesmo tempo transportar experiências científicas (composição, fotografia, pressão, campo magnético, radiação cósmica e solar). O foguetão alcança 78 km de altitude.

-25 de Agosto de 1952: Aristid V. Groose, um físico da Universidade Temple e antigo participante no Projecto Manhattan, prepara um relatório para o presidente Truman sobre o “problema do satélite”. São mencionadas as aplicações militares de tal engenho, bem como o seu valor científico e inclusive psicológico. Adverte dos efeitos potenciais que um satélite soviético poderia ter em termos políticos e estratégicos.

-Setembro de 1952: Celebra-se em Stuttgart o terceiro congresso da Federação Astronáutica Internacional. Durante este congresso é enfatizada a criação de um marco legal para a exploração do espaço.

-Setembro de 1952: O laboratório Ames recomenda o desenho de um cone arredondado para futuros corpos de reentrada atmosférica. A recomendação é feita a pessoas escolhidas da indústria dos mísseis, em particular aquelas empresas que deverão construir os veículos militares estado-unidenses durante os seguintes anos. O conceito absorve só 0,5% do calor gerado durante a reentrada.

-10 de Setembro de 1952: É lançada desde White Sands a V-2 número TF-5. Uma falha no sistema de propulsão (uma explosão aos 27 segundos) faz fracassar a sua missão, alcançando só 7 km de altitude. O seu objectivo devia ser medir temperaturas e a radiação cósmica. Trata-se, por outro lado, da última V-2 que parte desde White Sands. No futuro, deverão utilizar-se outros veículos para investigar a alta atmosfera.

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

## Explicação dos Termos Técnicos

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

$$\left(\frac{\text{kgf}}{(\text{kg/s})}\right) = \text{s}$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

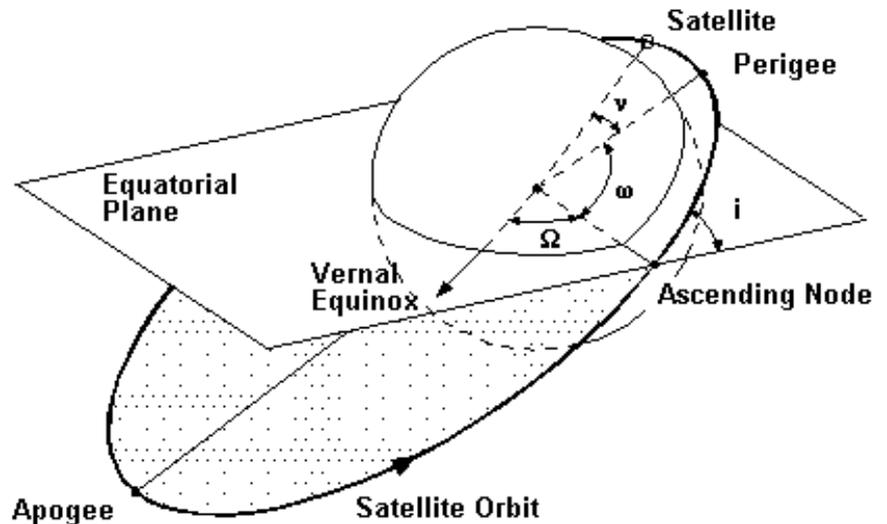
## Parâmetros orbitais

**Apogeu:** ponto de altitude máxima da órbita.

**Perigeu:** ponto de altitude mínima da órbita.

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

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



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

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

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

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

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

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

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

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

## Combustíveis e Oxidantes

**N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto);** De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> contém menos de 0,1% de água. O N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 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 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 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/c<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -11,0°C e o seu ponto de ebulição a 21,0°C.

**UDMH ( (CH<sub>3</sub>)<sub>2</sub>NNH<sub>2</sub> ) – Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica);** O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -57,0°C e o seu ponto de ebulição a 63,0°C.

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

**LH<sub>2</sub> – Hidrogénio Líquido;** O LH<sub>2</sub> é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH<sub>2</sub> é transparente e sem odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH<sub>2</sub> é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm<sup>3</sup>, sendo o seu ponto de congelação a -259,0°C e o seu ponto de ebulição a -253,0°C.

**NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> – Perclorato de Amónia;** O NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

## Constantes

Algumas constantes de interesse:

- 7726 m/s (8000), Velocidade orbital terrestre a uma altitude de 300 km
- 3075 m/s (3000), Velocidade orbital na órbita geossíncrona (35786 km)
- 6371 km (6400), Raio médio da Terra
- 6378 km (6400), Raio equatorial da Terra
- 1738 km (1700), Raio médio da Lua
- 5.974e24 kg (6e<sup>24</sup>), Massa da Terra
- 7.348e22 kg (7e<sup>22</sup>), Massa da Lua
- 1.989e30 kg (2e<sup>30</sup>), Massa do Sol
- 3.986e14 m<sup>3</sup>/s<sup>2</sup> (4e<sup>14</sup>), Constante gravitacional vezes a massa da Terra
- 4.903e12 m<sup>3</sup>/s<sup>2</sup> (5e<sup>12</sup>), Constante gravitacional vezes a massa da Lua
- 1.327e20 m<sup>3</sup>/s<sup>2</sup> (13e<sup>19</sup>), Constante gravitacional vezes a massa do Sol
- 384401 km (4e<sup>5</sup>), Distância media entre a Terra e a Lua
- 1.496e11 m (15e<sup>10</sup>), Distância media entre a Terra e o Sol (Unidade astronómica)

*Em Órbita*

---