

Em Órbita

***Vol. 12 - N.º 127 – Agosto de 2012
(edição mensal)***



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

Em Órbita n.º 127 (Vol. 12) – Agosto de 2012

Índice

Lançamentos orbitais em Julho de 2012	4
Ariane-5ECA lança novo satélite meteorológico europeu	5
SES-5 em órbita	18
Japão lança terceiro Kounotori para a ISS	29
Soyuz-FG lança Kanopu-Vulkan-1 e outros satélites	37
China lança novo satélite de dados	43
Rokot orbita quatro satélites	61
Quadro de lançamentos recentes	69
Outros objectos catalogados	70
Regressos / Reentradas	72
Lançamentos orbitais previstos para Agosto e Setembro de 2012	73
Próximos lançamentos tripulados	74
Futuras Expedições na ISS	75
Lançamentos Suborbitais	76
Explicação dos termos técnicos	77

O Em Órbita está no Twitter

Visite-nos no Twitter em

http://twitter.com/zenite_nu

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

Neste número colaboraram José Roberto Costa e Manuel Montes.

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

Rui C. Barbosa
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rmcsbarbosa@gmail.com

Na Capa: A carenagem de protecção do foguetão Soyuz-FG/Fregat que orbitou o satélite Kanopus-Vulkan-1 juntamente com outros satélites. Imagem: TsENKI.



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**.

Junte-se ao **Grupo de Activismo da ANIMAL**. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para **activismo_animal_subscribe@yahoogroups.com**.

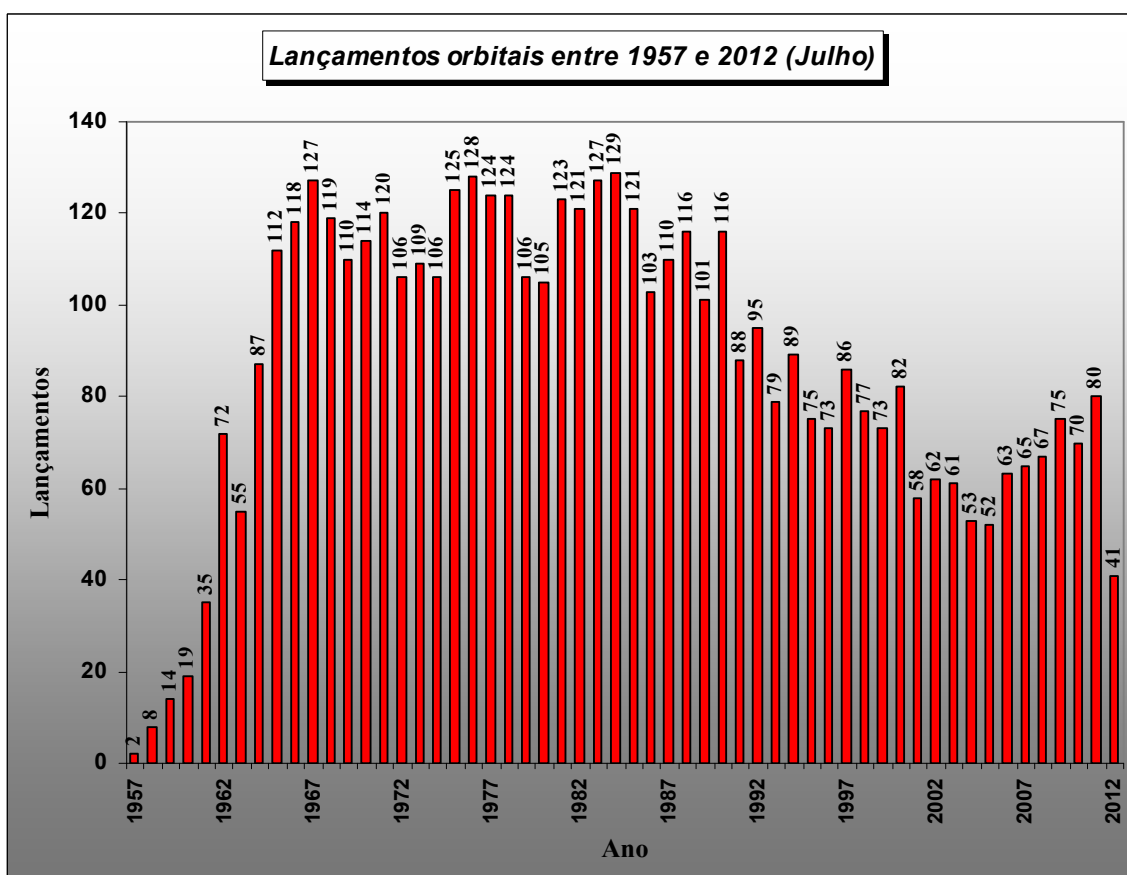
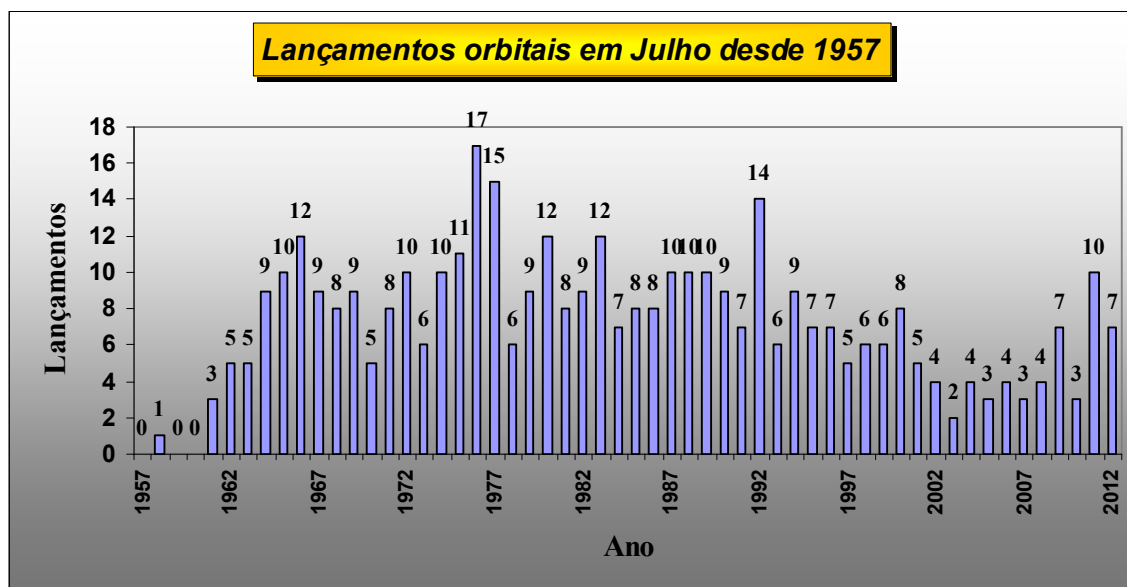
Para mais informações, por favor contacte a ANIMAL através do e-mail **info@animal.org.pt** ou visite o site **www.animal.org.pt**.



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

Lançamentos orbitais em Julho de 2012

Em Julho de 2012 foram levados a cabo 7 lançamentos orbitais e colocaram-se em órbita 20 satélites (5 destes serão ainda lançados a partir da ISS). Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Julho de 2012 foram realizados 4844 lançamentos orbitais, 366 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 7,6% do total e a uma média de 6,8 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Janeiro no qual se verificam menos lançamentos orbitais (290 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 (num total de 484 lançamentos que correspondem a 10,0% com uma média de 9,0 lançamentos).



Ariane-5ECA lança novo satélite meteorológico europeu

Fazendo parte de um sistema global de observação meteorológica, o satélite MSG-3 colocado em órbita juntamente com o satélite de comunicações Jupiter-1/EchoStar-17, era a carga principal da missão VA207 lançada a 5 de Julho de 2012, a terceira missão comercial da Arianespace em 2012 e a quarta missão no corrente ano.

A carga da missão VA207

A bordo do foguetão Ariane-5ECA (VA207/L563) foram transportados os satélites Jupiter-1/EchoStar-17 e MSG-3.

A *EchoStar Corporation* é o principal fornecedor a nível global de serviços FSS (*Fixed Satellite Services*) e soluções de TV e vídeo. Baseada em Englewood, Colorado, a *EchoStar* tem sido pioneira nos avanços das indústrias de satélites durante cerca de 30 anos. A *EchoStar Corporation* detém ou gere uma frota de 14 satélites (em finais de 2011) que são utilizados para a transmissão de serviços inovadores de banda larga e de vídeo, transmitindo mais de 6.800 canais.

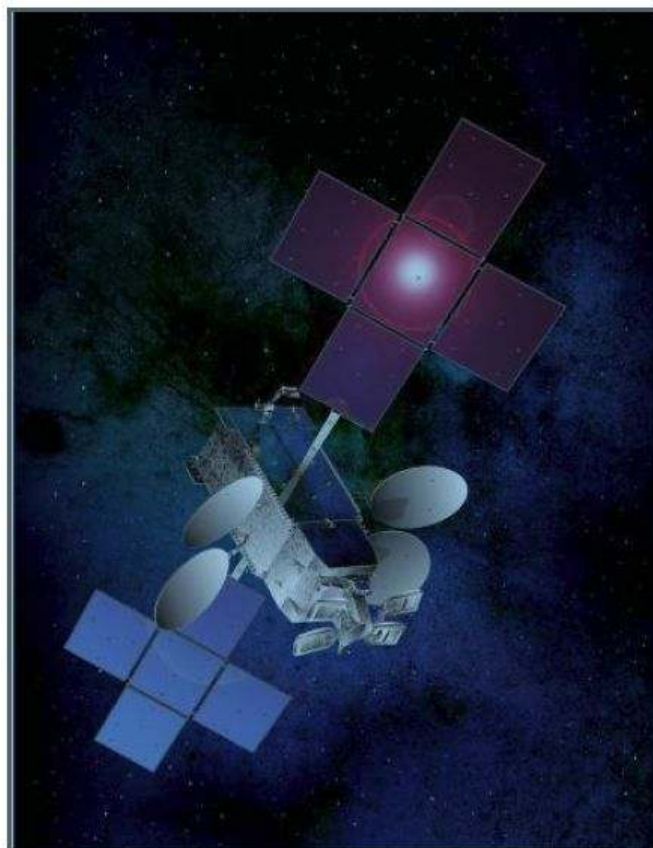
A *Hughes Network Systems, LLC (Hughes)*, é uma subsidiária totalmente detida pela *EchoStar Corp.*, sendo a líder a nível mundial de serviços de banda larga por satélite para residências, escritórios e serviços governamentais, fornecendo tecnologias de rede inovadoras e serviços de gestão. A *HughesNet* é o serviço líder de Internet nos Estados Unidos com mais de 640.000 subscritores. A *Hughes* forneceu mais de 2,8 milhões de sistemas para clientes em mais de 100 países, representando mais de 50% do mercado. A *Hughes* detém e opera serviços comerciais em toda a Europa, Estados Unidos, Índia e Brasil, fornecendo conectividade por satélite e por terra à escala continental e um crescente número de aplicações – tais como acesso de Intranet / Internet de alta velocidade, ensino à distância, TV comercial, assinatura digital, e *Voice over IP (VoIP)*.

O satélite Jupiter-1/EchoStar-17 foi construído pela Space Systems/Loral e é baseado na plataforma LS-1300E, que representa mais de 1.900 anos de serviços em órbita (juntando o tempo de serviço de todos os satélites baseados nesta plataforma).

O lançamento do satélite EchoStar-17 utilizando a tecnologia de banda larga Júpiter, proporciona aos

subscritores uma cadência de mais de 100 Gbyte por segundo. A sua arquitectura de multi-transmissão irá melhorar e aumentar a cobertura e terá como alvos as áreas na América do Norte onde a demanda é maior. O novo satélite irá suplementar o satélite Spaceway-3 colocado em órbita a 17 de Agosto de 2007 pela Arianespace, que proporciona uma cobertura global dos Estados Unidos. O novo satélite irá fornecer acesso de Internet de alta velocidade a cerca de 2 milhões de clientes extra, oferecendo-lhes assim um acesso media único.

O satélite tinha uma massa de 6.100 kg no lançamento e as suas dimensões são 8.00 x 3.20 x 3.10 m, tendo uma envergadura de 26,07 metros em órbita. A sua carga consome entre 17,7 kW e 16,1 kW, sendo a energia fornecida por três baterias de iões de lítio e recebendo esta energia de dois painéis solares. O satélite tem um sistema próprio de propulsão com um motor de apogeu de 455N e pequenos motores de 22N para controlo orbital. Os motores são de bipropolente (MMH e NTO). A estabilização do satélite é feita por rotação durante a separação e nos três eixos espaciais enquanto em órbita. Está equipado com 4 antenas e duas antenas cónicas fornecendo 60 fontes de transmissão em banda Ka. O satélite opera na órbita geossíncrona a 107,1° longitude Oeste. O seu tempo de vida útil é de 15 anos.

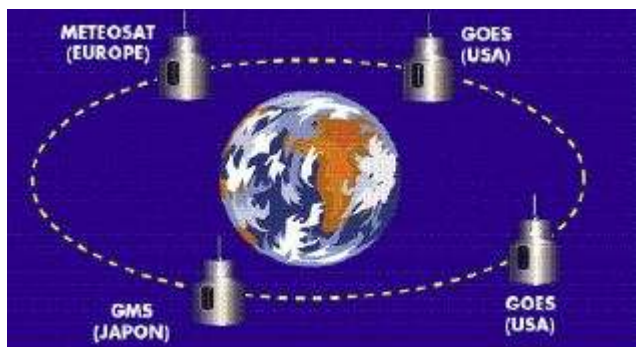




O satélite Jupiter-1/EchoStar-17 na câmara anecóica. Imagem: Hughes

O sistema NSG (*Meteosat Second Generation*) é responsável pela observação da atmosfera a partir da órbita geostacionária a uma longitude de 0°. Como parte de um sistema global operacional de observação meteorológica, o MSG segue os passos da primeira geração de satélites e do sistema MOP (*Meteosat Operational Program*) original. O programa MSG é um sistema completo, composto por um segmento de solo e por quatro satélites. A Agência Espacial Europeia (ESA – *European Space Agency*) gere o programa MSG em nome da *Eumetsat*, a organização meteorológica europeia, que actualmente é composta por 26 estados membros e 5 estados cooperantes.

O segmento espacial é composto por dois satélites MSG em órbita de forma simultânea para garantir o alto nível de disponibilidade necessário para a missão, com um satélite operacional e o outro em estado de prontidão. O MSG-1 (MET-8) foi colocado em órbita em Agosto de 2002 e o MSG-2 (MET-9) em Dezembro de 2005. O lançamento do MSG-4 está previsto para 2015. Todos os satélites MSG são construídos por um consórcio europeu liderado pela *Thales Alenia Space*.

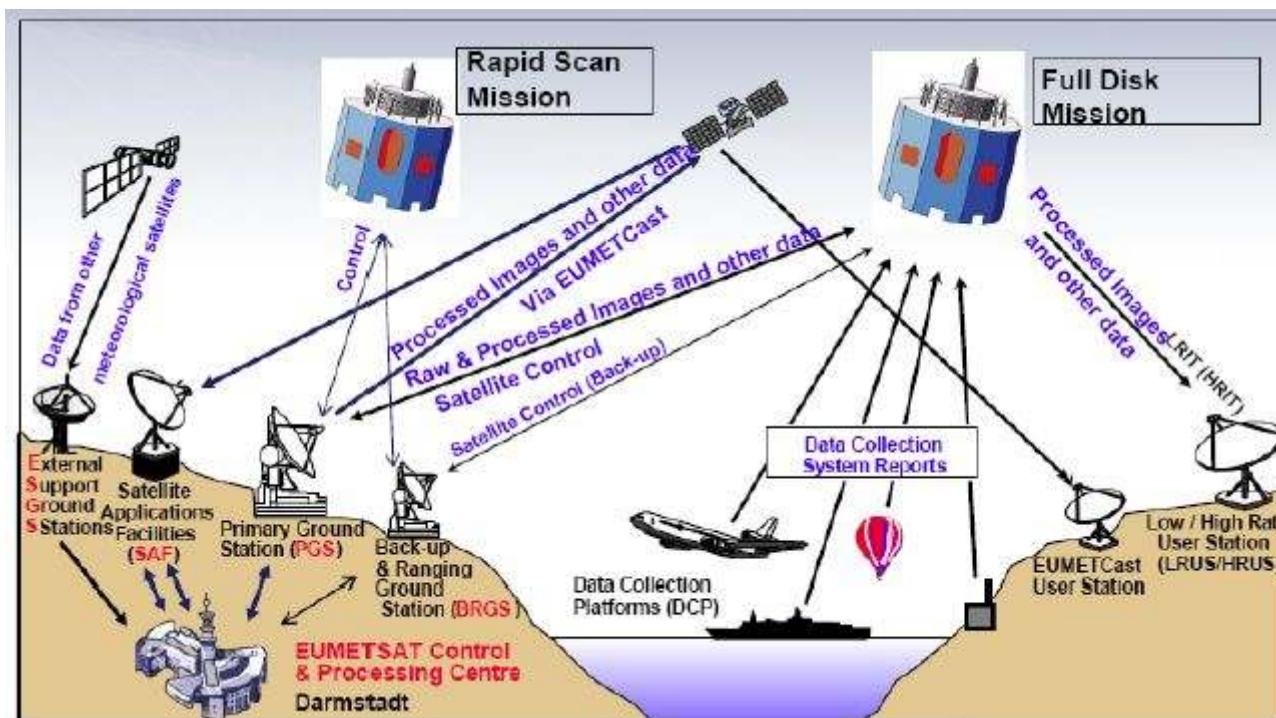


Os satélites MSG trabalham em conjunção com os satélites meteorológicos que operam em órbitas terrestres baixas, tais como os Metop europeus. A vantagem dos dados obtidos a partir de satélites geostacionários é o facto de estes dados serem globais e permanentes. São assim a base de trabalho dos meteorologistas que depois os refinam utilizando os dados fornecidos pelos satélites em órbitas baixas que observaram a superfície do globo com uma precisão elevada. O Programa Meteosat é parte do WWW (*World Weather Watch*).

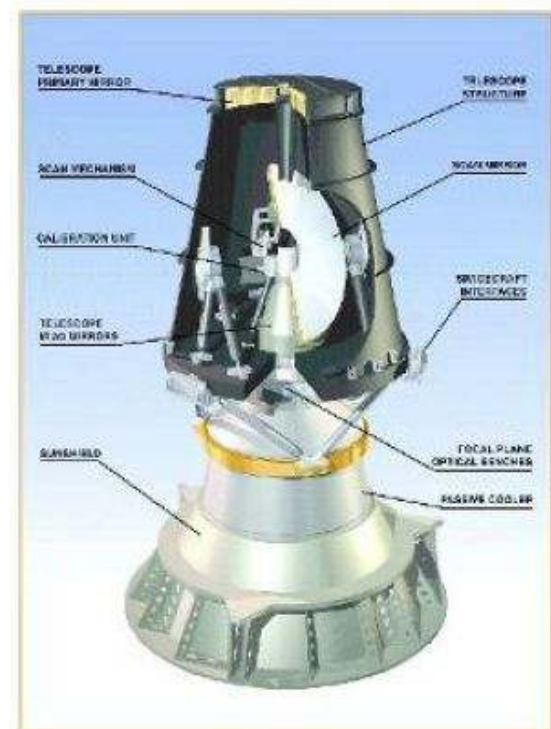
O MSG-3 irá proporcionar uma melhor performance ao nível da obtenção de imagens e da transmissão de dados. A melhoria na qualidade da imagem, com um aumento significativo no número de

canais de observação, melhoria na performance radiométrica e quantificação de dados, juntamente com um aumento no número de ciclos de repetição. Esta capacidade faz uma contribuição substancial para a previsão meteorológica em tempo real e para os modelos de previsão digitais, sem esquecer a observação ambiental e climatológica. A carga de comunicações meteorológica, que transmite as imagens obtidas pelos instrumentos ópticos do MSG, oferece uma maior capacidade de transmissão de dados e é mais eficiente do que a existente na primeira geração de satélites.

Estes satélites fornecem duas missões adicionais: transmissão de sinais de socorro para o sistema de busca e salvamento e o instrumento GERB (*Geostationary Earth Radiation Budget*).

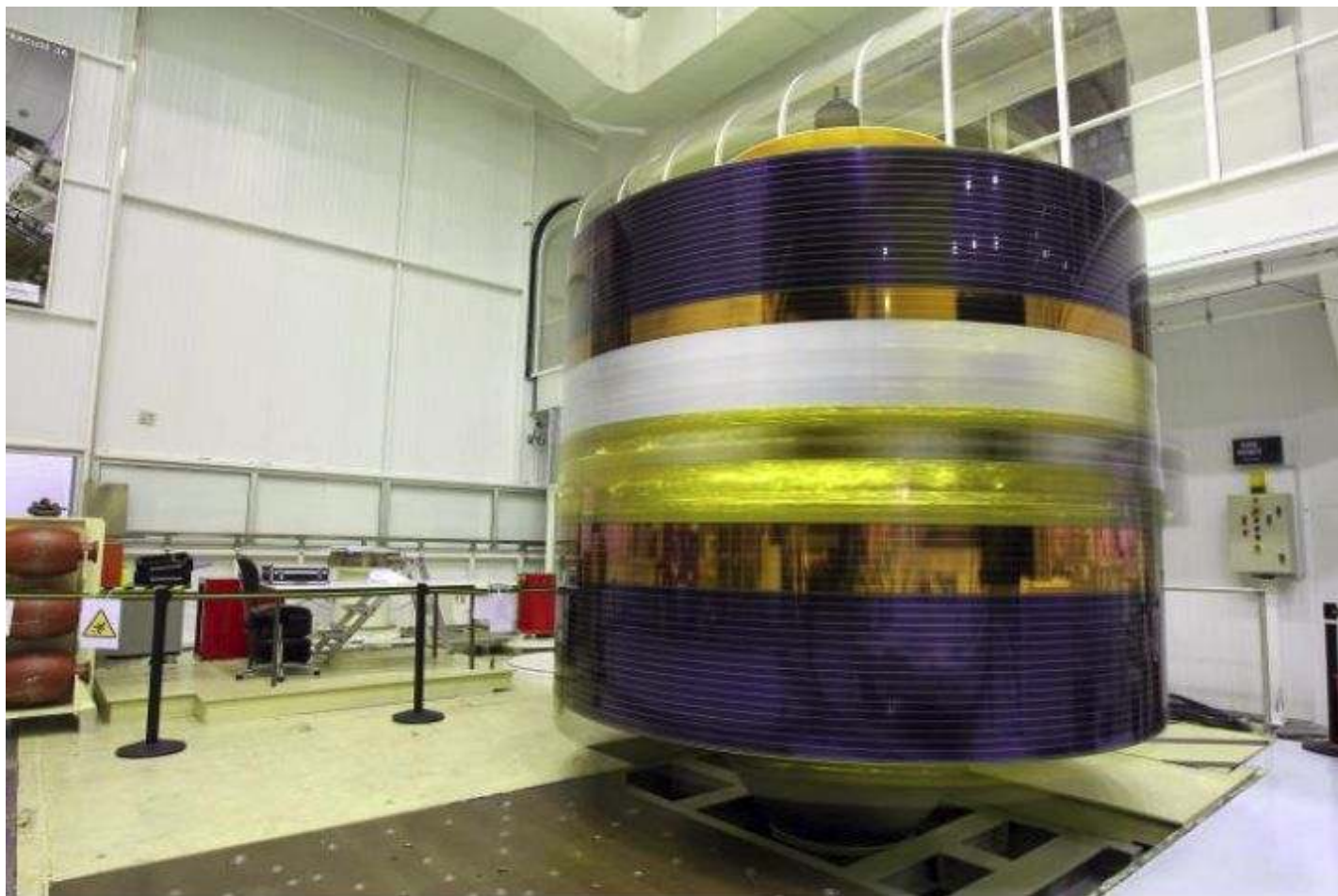


Para produzir mapas e permitir a realização de previsões meteorológicas, os satélites Meteosat estão equipados com um radiômetro denominado SEVIRI (*Spinning Enhanced Visible and Infra Red Imager*). Este instrumento de observação, desenhado e construído pela Astrium, 'vê' os fenômenos climáticos no visível e no infravermelho, ao longo de um terço da superfície do globo (o MSG-3 irá 'ver' uma zona entre aproximadamente o Pólo Norte e o Pólo Sul e entre o Chile e a Índia). Este é o décimo radiômetro da constelação Meteosat, tendo os primeiros exemplares operado durante 19 anos no espaço. Desde a entrada ao serviço do primeiro modelo, o radiômetro SEVIRI tem sido o modelo a nível mundial para o desenho da próxima geração de radiômetros. É o mais eficiente instrumento meteorológico em órbita.



O SEVIRI proporciona alguns grandes avanços tecnológicos em relação à primeira geração de radiômetros Meteosat. É capaz de detectar 12 bandas espectrais em vez de três, fornecendo observações ainda mais detalhadas. Oferece um nível de resolução três vezes superior do que o existente em radiômetros anteriores (até 1 km), permitindo observações detalhadas de fenômenos locais. Finalmente, o SEVIRI é capaz de observar a superfície da Terra em apenas 15 minutos, ao contrário dos 30 minutos necessários para a anterior geração.

A EADS Astrium produziu o sistema de processamento de imagem (IMPF) que proporciona a ligação entre o instrumento SEVIRI e o utilizador final. Isto necessitou o desenvolvimento, teste e instalação deste software na estação de solo da Eumetsat em Darmstadt, Alemanha. Além do mais, a EADS Astrium é responsável pelo treino dos engenheiros da Eumetsat e irá tratar da manutenção do software durante dois anos após a entrega do satélite.



O MSG-3 durante um teste de rotação e estabilização. Imagem: *Thales Alenia Space*.

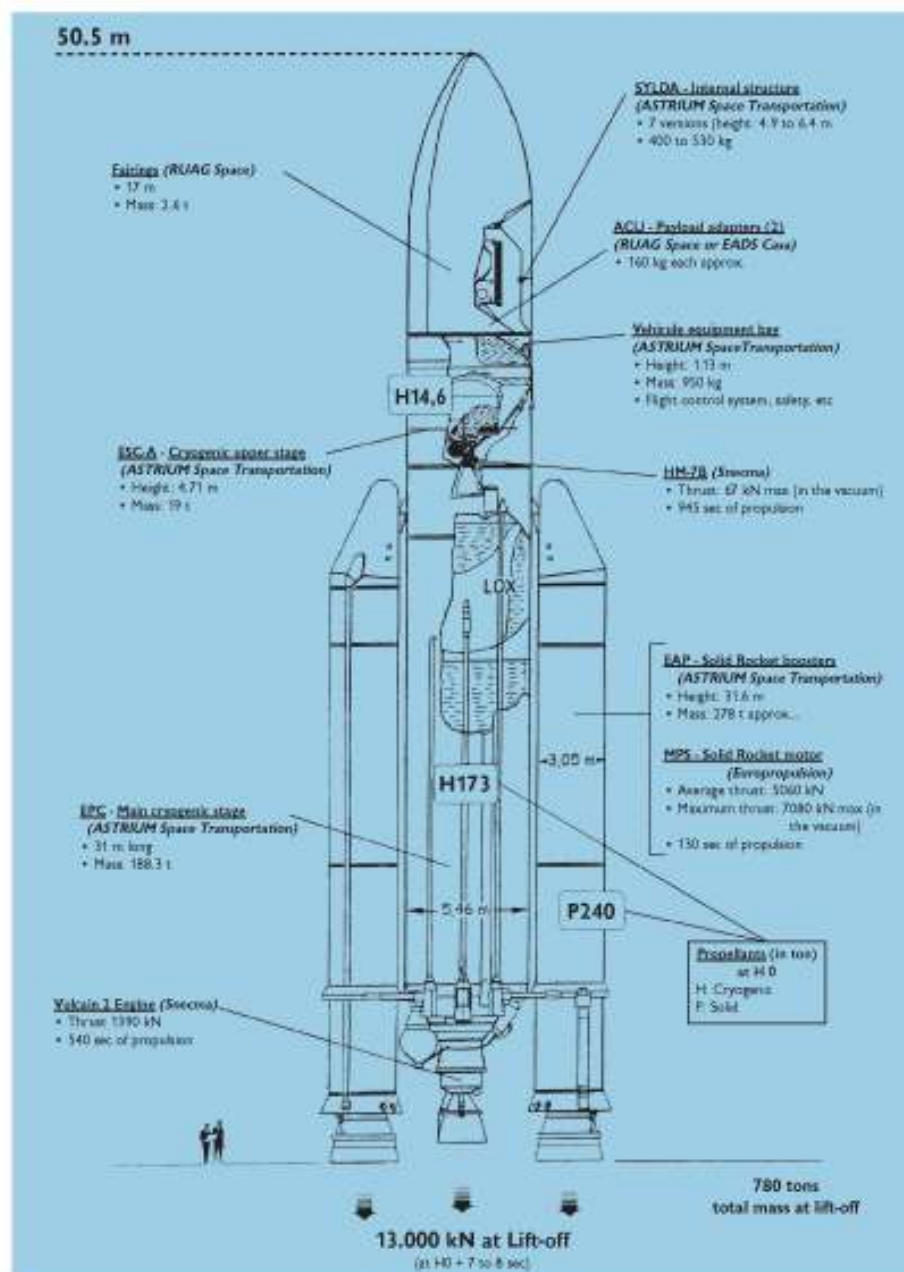


O MSG-3 tem a forma de um tambor com um diâmetro de 3,212 metros e uma altura de 2,36 metros. A sua altura total atinge os 3,742 metros em órbita. No lançamento a sua massa era de 2.035 kg. A sua carga consome entre 700 W e 800 W, sendo a energia fornecida por duas baterias de cádmio / níquel. O seu sistema de propulsão consome MMH e MON-1. A sua estabilização em órbita é feita por rotação a 600°/s (sendo de 30°/s na separação). O satélite tem uma capacidade de transmissão de 60 fontes de banda Ka e está equipado com quatro antenas circulares e duas antenas cónicas. Operando na órbita geossíncrona a uma longitude de 0° Oeste, o satélite irá cobrir a Europa, África, Oceano Atlântico, e a zona Este da América do Sul. O seu tempo de vida útil será de cerca de 7 anos.

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 145 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 propelente; o segmento central tem um comprimento de 10,17 metros e está abastecido 107,4 t de propelente, finalmente o segmento superior (ou frontal) tem um comprimento de 3,5 metros e está abastecido com 23,4 t de propelente. 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 propelente 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 LH₂. O Vulcain-2 é desenvolvido pela *Sneema*.

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.

A tabela seguinte mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo foguetão Ariane-5ECA.

Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
2010-037	V196	L554	4-Ago-10	20:59:00	Nilesat-201 (36830 2010-037A) Rascom-QAF 1R (36831 2010-037B)
2010-056	V197	L555	28-Out-10	21:51:00	Eutelsat-W3B (37206 2010-056A) BSAT-3b (37207 2010-056B)
2010-065	V198	L556	26-Nov-10	18:39:00	Hylas-1 (37237 2010-065A) Intelsat-17 (37238 2010-065B)
2010-070	V199	L557	29-Dez-10	21:27:00	Hispasat-1E (37264 2010-070A) Koreasat-6 (37265 2010-070B)
2011-012	VA201	L558	30-Mar-11	21:37:00	YahSat-1A (37392 2011-012A) Intelsat New Dawn (373932011-011B)
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)



Características do veículo L563

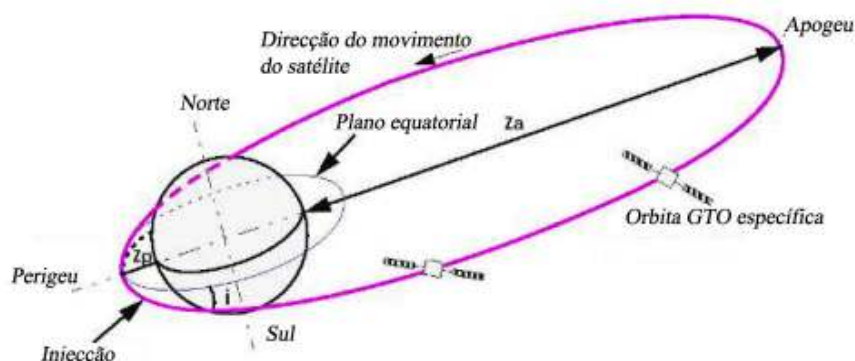
A missão VA207 foi o 63º lançamento do foguetão Ariane-5 e o 3º em 2011. Este foi o 7º Ariane-5ECA da fase de produção PB que foi assinado em Março de 2009 para garantir a continuidade dos serviços de lançamento após a finalização da fase de produção PA que foi constituída por 30 veículos. A fase de produção PB será composta por 35 Ariane-5ECA e cobre o período de 2010 a 2016. Consequentemente, o lançador L563 é o 37º lançador a ser entregue à *Arianespace*, integrado e verificado sob a responsabilidade da *Astrium*.

Na sua configuração de carga dupla e utilizando o sistema Sylدا-5 “B” (Sylدا-5 n.º 51-B) e uma carenagem longa (construída pela *RUAG Aerospace*) com uma altura total de 17 metros e um diâmetro de 5,4 metros, o satélite EchoStar-17 ocupou a posição superior colocado sobre um adaptador PAS 1194C (desenvolvido pela EADS-CASA) e um sistema de absorção de choque MFD-C (desenvolvido pela CASA) e o satélite MSG-3 a posição inferior colocado sobre um adaptador PAS 1666VS no interior do adaptador Sylدا-5A colocado sobre um sistema de absorção de choques MFD-C, PSAD e MFD-D (desenvolvidos pela CASA). A carenagem estava protegida pelo novo produto FAP (*Fairing Acoustic Protection*), que é utilizado desde a missão V175 (veículo L534).



A missão VA207

O principal objectivo da missão VA207 era o de colocar os satélites EchoStar-17 e MSG-3 numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.756 km de altitude, perigeu a 250 km de altitude, inclinação orbital de 6,0°, argumento do perigeu de 178° e longitude do nodo ascendente de -121,294°¹.



Tendo em conta os adaptadores de carga e a estrutura Sylda-5, a performance total requerida do lançador para a órbita descrita era de 9.635 kg. De recordar que a máxima performance conseguida pelo Ariane-5ECA é de cerca de 10.000 kg, performance esta que foi atingida na missão VA201 a 22 de Abril de 2011 com o veículo L558 para uma órbita standard com uma inclinação de 6°. 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 Vulcan 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 774.000 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 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 88° 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 propolente 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 67,0 km e a uma velocidade relativa de 2,012 m/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 propolente.

¹ 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 $H_0 + 2,7 s$.

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 VA207, a separação da carenagem ocorreu a uma altitude de 107 km, 197 segundos após o lançamento. A fase de propulsão EPC tem como objectivo uma órbita predeterminada estabelecida em relação a requisitos de segurança e à 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 172,3 km de altitude, perigeu a -1.064,3 km de altitude, inclinação orbital de 7,2°, argumento do perigeu de -38,3° e longitude do nodo ascendente de -124,2°. Este é o tempo de referência H_2 e ocorre a $H_0+539,2s$.

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 -2,6° e a longitude do ponto de impacto é registada a 4,1° 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 $H_0+1.497,4s$.

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) lenta rotação transversal antes da separação do EchoStar-17; c) estabilização nos três eixos espaciais antes da separação da Sylda-5; d) colocar o conjunto numa lenta rotação de 30,7°/s antes da separação do satélite MSG-3; e) separação dos satélites EchoStar-17 e MSG-3, além do adaptador Sylda-5; f) rotação final do conjunto a 45°/s; e g) 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 23 fases elementares que incluem a separação do EchoStar-17, a separação da Sylda-5 e a separação do MSG-3.

Lançamento da missão VA207

Integração

A 21 de Março de 2012 chegavam ao Porto de Pariacabo, Guiana Francesa, a bordo do navio de carga MN Colibri, vários componentes do foguetão Ariane-5ECA (L563) nomeadamente o estágio criogénico principal, a secção compósita superior (o estágio criogénico superior e a secção de equipamento), o sistema adaptador Sylda e equipamento respectivo, além da carenagem de protecção. Todos estes elementos seriam removidos da embarcação e posteriormente transportados para o Centro Espacial de Kourou.

A campanha para o lançamento da missão VA207 teve início a 13 de Abril 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 despressurização. No dia seguinte procedeu-se à transferência dos dois propulsores laterais de combustível sólido EAP, sendo integrados no EPC a 21 de Abril. O sistema compósito superior foi despressurizado e colocado em posição a 25 de Abril e o controlo de síntese do lançador ocorreu dois dias mais tarde. Nesta fase faz-se um controlo de qualidade do lançador que seria aceite pela Arianespace a 29 de Maio. Entretanto, o satélite MSG-3 havia chegado a Kourou a 13 de Abril, enquanto que o satélite Echostar-17 chegava a 10 de Maio. O foguetão Ariane-5ECA era transferido do BIL para o FAB (*Final Assembly Building*) a 30 de Maio.



As respectivas campanhas de preparação para o lançamento dos dois satélites no interior do edifício S5C teriam início a 15 e 18 de Junho. Entre o dia 15 e 18 ocorria o processo de abastecimento do satélite Echostar-17, seguindo-se a sua montagem no adaptador a 19 de Junho, a sua transferência para o BAF ocorria a 10 de Junho e a sua integração do Sylda a 21 de Junho. Por seu lado, as operações de abastecimento do satélite MSG-3 decorreram entre 18 e 21 de Junho. No dia 22 o satélite é colocado no seu adaptador com o conjunto a ser transferido para o BAF a 25, sendo integrado no Sylda no dia 26 de Junho. A integração da carenagem com o adaptador Sylda ocorria a 22 de Junho e a 27 de Junho ocorre a integração do



sistema compósito (Echostar-17 + PAS 1194C + Sylda + carenagem) no lançador. O ensaio geral do lançamento ocorreu a 29 de Junho e o *Flight Readiness Review*, no qual se revê todos os procedimentos e preparativos para o lançamento teve lugar no dia 3 de Julho, com o lançador a ser armado nesse mesmo dia. 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 4 de Julho. O abastecimento da esfera de hélio do estágio EPC teve lugar nesse mesmo dia e a contagem decrescente final iniciava-se a 5 de Julho.

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 $H_0 - 7m$. 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 VA207 decorria entre as 2136UTC e as 2205UTC do dia 5 de Julho, com uma duração de 29 minutos.

A $H_0 - 7h 30m$, no início da contagem decrescente final, procede-se à 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 propolente 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 propolente 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.



O condicionamento térmico do motor Vulcain ocorre a H_0-3h . Os preparativos para o 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 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 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 H₀-37s, ao mesmo tempo que são activados os gravadores de bordo e são armadas as linhas de segurança pirotécnicas. Segue-se a H₀-30s 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 H₀-22s, dando-se nesta altura a autorização para a transferência para o controlo de bordo.



O sistema de correcção do efeito POGO é activado a H₀-16,5s 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 H₀-12s.

A sequência irreversível inicia-se a H₀-6s 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 H₀-3s com a verificação do estado do computador, transferência dos sistema 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 H₀-2,5s e a H₀-1,4 é encerrada a válvula de purga do motor. A H₀-0,2s é verificada a recepção do sinal de 'retracção dos braços criogénico' enviado pelo computador de bordo.

Entre H₀ e a H₀+6,65s dá-se a ignição do motor Vulcain-2 e a verificação da sua operação correcta (o tempo a H₀+1s corresponde à abertura da válvula da câmara de hidrogénio). O final da verificação da operação motor principal ocorre a H₀+6,9s e a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido ocorre a H₀+7,05s.

O lançamento da missão VA207 teve lugar às 2136UTC com o lançador a abandonar a plataforma de lançamento a T+7,30s. A T+12,48s iniciava-se a manobra de inclinação 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+48,4s. A separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido dava-se a T+2m 22s. A separação das duas metades da carenagem de protecção ocorreu a T+3m 17s.

A telemetria do lançador começava a ser recebida pela estação de Natal a T+8m 8s e a T+8m 59s terminava a queima do estágio criogénico principal EPC, com a sua separação a ter lugar a T+9m 5s. A ignição do estágio criogénico superior ocorria a T+9m 9s e os dados telemétricos do lançador começavam a ser recebido pela estação da Ilha de Ascensão a T+13m 39s, começando a ser recebidos na estação de Libreville a T+18m 25s (depois dos dados deixarem de ser recebidos na Ilha de Ascensão a 17m 57s – e em Natal – 12m 6s). Entretanto, o ponto de altitude mínima na trajectória (a 159,0 km) é atingido a T+14m 38s. A estação de Malindi começava a receber a telemetria do Ariane-5ECA a T+23m 9s.

O final da queima do estágio superior ESC-A ocorria a T+24m 58s com o lançador a entrar na fase balística. O procedimento para a separação do satélite Echostar-17 iniciava-se a T+25m 3s com a orientação do conjunto e posterior estabilização, seguindo-se a estabilização do satélite a T+26m 54s. O Echostar-17 separava-se às 2203UTC (T+27m 35s).



O conjunto é agora formado pelo estágio ESC-A, pelo adaptador Sylda-5 e pelo satélite MSG-3. Logo após a separação do Echostar-17, iniciava-se o procedimento de orientação do conjunto em preparação da separação do adaptador Sylda-5 que ocorria a T+31m 17s. De seguida (T+31m 27s) iniciava-se a manobra de orientação e estabilização (T+32m 42s) para a separação do satélite MSG-3 que ocorria às 2210UTC (T+34m 11s).

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 orientado para a manobra de separação a T+35m 16s e colocado com uma rotação de 45°/s a T+42m 16s. O tanque de oxigénio era colocado em modo passivo a T+44m 27s e o início do modo passivo para o ESC-A dava-se a T+49m 2s.

A separação dos satélites teve lugar numa órbita com um apogeu a 35.923 km de altitude, perigeu a 249,4 km de altitude e inclinação orbital de 6°. Após a separação ambos os satélites utilizariam os seus próprios meios de propulsão para atingir a órbita geossíncrona.



SES-5 em órbita

O lançamento do satélite comercial de comunicações SES-5 constituiu a quinta missão comercial da *International Launch Services* (ILS) em 2012, sendo o 378º lançamento de um foguetão da família Proton.

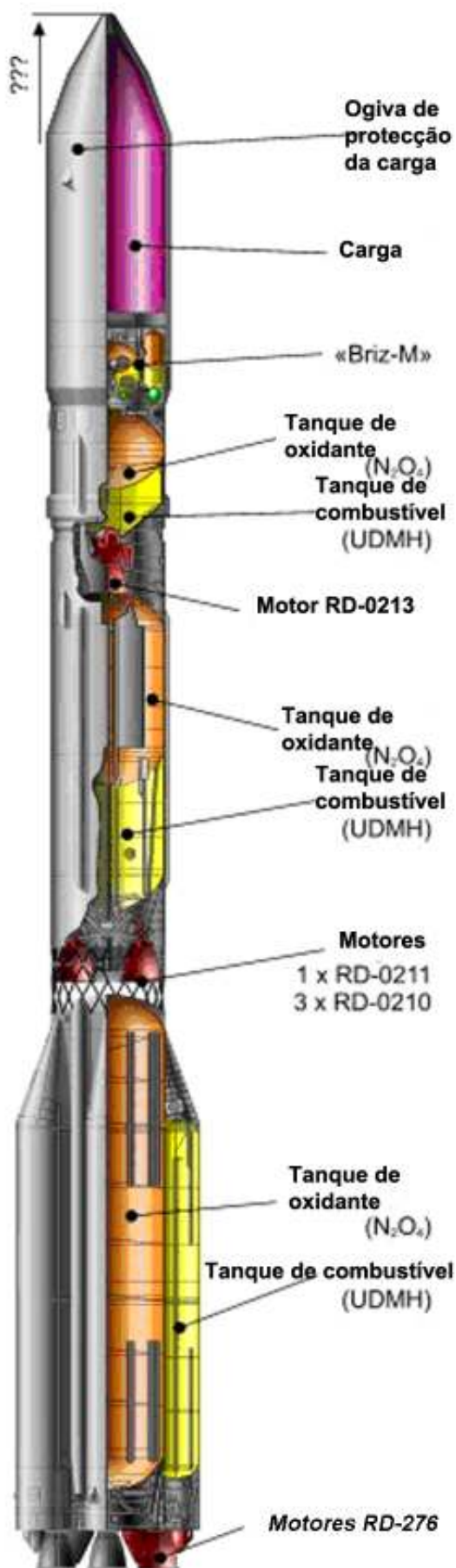
O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M

Tal como o 8K82K Proton-K (Протон-K), o 8K82KM Proton-M (Протон-М) é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Briz-M ou então utilizar os usuais estágios Blok DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Briz-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Blok DM construídos pela *RKK Energia*.

O 8K82KM Proton-M/Briz-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual *Khrunichev*, tal como o Briz-M.

Neste lançamento foi utilizado um estágio superior Briz-M Fase III. Esta é uma recente melhoria deste estágio que utiliza dois novos tanques de pressão (com uma capacidade de 80 litros), substituindo os anteriores seis tanques de dimensões mais pequenas. Procedeu-se ainda a uma recolocação dos instrumentos de comando para a zona central do tanque para assim mitigar as cargas de choque que o tanque de propolente adicional é ejectado.

O primeiro lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M teve lugar a 7 de Abril de 2001 (0347:00,525UTC) quando o veículo 53501 utilizando o estágio Briz-M (88503) colocou em órbita o satélite de comunicações Ekran-M 18 (26736 2001-014A) com uma massa de 1.970 kg a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24).



	Proton-M	8S810M	8S811	8S812M	Briz-M	DM-2
Comprimento (m)	53,0	21,0	14,0	6,5	2,61	7,10
Diâmetro (m)	7,4	7,4	4,15	4,15	4,10	3,70
Massa bruta (kg)	712.800	450.400	167.828	50.747	22.170	17.300
Massa sem propelente (kg)		31.000	11.715	4.185	2.370	2.300
Massa do propelente (kg)		419.400	156.113	46.562	19800	15.000
Motor	-	6 X RD-276 ²	4 X RD-0210 ³	RD-0212	S5.98M	RD-58M
Propelente	-	UDMH/N ₂ O ₄	UDMH/N ₂ O ₄	UDMH/N ₂ O ₄	UDMH/N ₂ O ₄	RP-1/LOX
Força – nível do mar (kN)	2.971	10.532,34	-	-		
Força – vácuo (kN)	-	-	2.399	613,8	19,6	85,02
Impulso específico (s)	-	285	-	-	-	-
Impulso específico – vácuo (s)	-	-	327	325	326	352
Tempo de queima (s)	647,1	108	206	238	3.000	600

Ракета-носитель «Протон»

Обозначение

Воинское – УР-500

Индекс ГРАУ – 8K82 «Протон»

Класс – Тяжелая ракета-носитель

Технические характеристики «Протон-М»

Длина 53 м

Диаметр 7,4 м

Стартовая масса 702 т

Число ступеней 3 шт.

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

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

Самая низкая стоимость доставки 1 кг груза на орбиту

Назначение

Вывод космических аппаратов гражданского и военного назначения на низкую и геостационарную орбиту

Всего запусков 366

Успешных 97%

Используется при запуске

- телекоммуникационных спутников
- межпланетных космических аппаратов («Марс-96»)
- навигационных спутников (ГЛОНАСС)
- спутников системы предупреждения о ракетном нападении
- модулей орбитальных станций («Мир» и МКС)

История

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

РИА НОВОСТИ © 2011 www.rn.ru

Modificações

A mais recente modificação levada a cabo no lançador Proton-M/Briz-M (Fase III) permite colocar numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona uma carga de 6.150 kg, tendo um aumento de massa de 1.150 kg em relação à versão original do lançador. Entretanto, foi já iniciada uma nova fase de modificações (Fase IV) que deverá terminar em 2013 com a capacidade de carga a ser aumentada para 6.300 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona e uma velocidade residual de 1,5 km/s para a órbita geossíncrona.

² Também designado RD-275M ou 14D14M. O motor RD-275 resultou dos melhoramentos ao motor RD-253 levados a cabo entre 1987 e 1993 com o intuito de se produzir uma versão mais potente do motor RD-253. Uma força superior em 7,7% foi conseguida ao aumentar a pressão na câmara de combustão e permitiu elevar a massa da carga para a órbita geostacionária em mais de 600 kg. Este motor foi pela primeira vez utilizado no lançador Proton-M em 1995. A *Energomash* começou o desenvolvimento de uma versão mais potente do motor RD-275 em 2001, tendo uma potência 5,2% superior o que permite mais 150 kg de carga para a órbita geossíncrona.

³ Também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Nº Série	Fase	Plataforma	Satélites
2011-058	19-Out-11	18:48:57,969	93520 / 99521	III	LC200 PU-39	Viasat-1 (37843 2011-058A)
2011-064	04-Nov-11	12:51:41,000	99523 / 53539	I	LC81 PU-24	Cosmos 2475 (37867 2011-064A) Cosmos 2476 (37868 2011-064B) Cosmos 2477 (37869 2011-064C)
2011-070	25-Nov-11	19:10:33,929	93525 / 99527	III	LC200 PU-39	AsiaSat-7 (37933 2011-070A)
2011-074	11-Dez-11	11:16:59,998	93523 / 99525	III	LC200 PU-39	Amos-5 (37950 2011-074A) Luch-5A (37951 2011-074B)
2012-007	14-Fev-12	19:36:36,986	93524 / 99526	III	LC200 PU-39	SES-4 (38087 2012-007A)
2012-011	25-Mar-12	12:10:32,079	93528 / 99537	III	LC200 PU-39	Intelsat-22 (38098 2012-011A)
2012-015	23-Abr-12	22:18:12,966	93527 / 99529	III	LC200 PU-39	YahSat-1B (38245 2012-015A)
2012-026	17-Mai-12	19:12:13,975	93529 / 99530	III	LC81 PU-24	Nimiq-6 (38342 2012-026A)
2012-036	09-Jul-12	18:38:29,994	93530 / 99531	III	LC81 PU-24	SES-5 (38652 2012-036A)

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M referindo-se as várias fases de desenvolvimento. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão.
Tabela: Rui C. Barbosa

SES-5

O satélite SES-5 (também denominado Sirius-5) é um potente satélite multi-missão construído pela *Space Systems/Loral*. O novo satélite irá proporcionar cobertura DTH (*Direct-To-Home*) de alta performance e de largo alcance, além de serviços de banda larga, PTP (*Point-To-Point*) e VSAT para a Europa e África. O SES-5 também transporta uma carga de comunicações da União Europeia.

Baseado na plataforma SS/L 1300, o SES-5 opera a 5º longitude Este na órbita geossíncrona, sendo configurado com duas coberturas de banda Ku, sendo uma servindo clientes nos países nórdicos e bálticos e a outra servindo a África Subsaariana. Possui um total de 36 repetidores de banda Ku disponíveis. O satélite também possui duas coberturas de banda C, um com uma cobertura global e outro com uma cobertura hemisférica que pode ser operado até 24 repetidores de banda C activos. O satélite também inclui uma capacidade de ligação em banda Ka, permitindo operações flexíveis entre a Europa e a África.



A carga secundária é um sistema de banda L para o serviço europeu *European Geostationary Navigation Overlay Service* (EGNOS), que está a ser desenvolvido pela Agência Espacial Europeia e pela Comissão Europeia.

No lançamento o satélite tinha uma massa de 6.086 kg e o seu tempo operacional deve ser de 15 anos.

Lançamento do SES-5

Os diferentes componentes do foguetão 8K82KM Proton-M (93530) chegaram à estação de caminhos-de-ferro de Tyura-Tam a 12 de Abril de 2012. Após as respectivas verificações alfandegárias, o comboio com os diferentes componentes

foi transferido para a rede de caminhos-de-ferro do Cosmódromo de Baikonur e transportado para as instalações do edifício de integração e montagem do lançador (MIK) 92A-50, onde foram posteriormente removidos dos respectivos vagões de transporte, colocados em plataformas de trabalho e armazenamento, verificados e posteriormente integrados no foguetão lançador. Por seu turno, o estágio superior Briz-M (99531) chegou a Baikonur no dia 12 de Maio a bordo de um avião de transporte Antonov An-124-100 'Ruslan' e por sua vez foi posteriormente transportado para o MIK 92A-50 onde foi removido do contentor de transporte, verificado e preparado para o lançamento. O satélite SES-5 chegaria a Baikonur no dia 19 de Maio.



O lançamento estava inicialmente previsto para ter lugar às 1823:36UTC do dia 18 de Junho, sendo posteriormente adiado devido aos problemas registados com o satélite Intelsat-19 em órbita. O lançamento era agendado para as 1824:05UTC do dia 19 de Junho.

O SES-5 foi submetido a testes funcionais e eléctricos e depois de se proceder ao seu abastecimento com os propelentes e gases de pressurização necessários para as suas manobras orbitais, o satélite era acoplado com o estágio superior Briz-M. Posteriormente, procedeu-se à montagem da denominada Unidade Orbital (Briz-M juntamente com o satélite SES-5 e a carenagem de protecção) que foi então acoplada com os estágios inferiores do lançador. O foguetão era posteriormente transportado para a

estação de abastecimento, sendo transportado para a Plataforma de Lançamento PU-24 do Complexo de Lançamento LC81 às primeiras horas do dia 17 de Junho e após a realização no dia anterior de uma reunião da Comissão Estatal que analisa todos os preparativos para o lançamento.

No dia 18 de Junho o lançamento era adiado por 24 horas devido a problemas registados com o sistema de controlo do foguetão lançador. Os especialistas russos decidiram então substituir o equipamento defeituoso que foi testado na noite de 18 para 19 de Junho. Porém, os resultados do teste não foram satisfatórios e a 19 de Junho era decidido proceder à remoção do veículo da plataforma de lançamento e transportá-lo de volta para o edifício de integração e montagem. O problema registou-se no actuador de controlo do primeiro estágio do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (93530/99531) que teve de ser substituído, um trabalho que só poderia ser realizado no edifício MIK para onde o veículo foi transportado a 20 de Junho.



O lançamento seria posteriormente agendado para 7 de Julho e novamente adiado para o dia 9 de Julho (1838:30UTC) para a realização de testes adicionais no lançador.

Resolvidos os problemas, o foguetão era de novo transportado para a plataforma de lançamento a 7 de Julho.

Após chegar à plataforma de lançamento, o lançador é inspeccionado visualmente antes de se proceder à remoção das coberturas de rádio frequências. Procede-se de seguida à erecção do lançador e após este estar na posição vertical a carenagem é ligada ao sistema de controlo do modo térmico líquido. O sistema de fornecimento de energia aos satélites é activado e são executados testes de rádio frequência. Todos os sistemas do lançador são inspeccionados e nesta fase a torre móvel de serviço é deslocada para a plataforma de lançamento, servindo de apoio técnico ao veículo. Os ductos de ar

condicionado são ligados e procede-se à activação do modo do sistema de controlo térmico. Nesta altura é desactivado o sistema de controlo do modo térmico líquido. As coberturas térmicas são agora removidas e procede-se à verificação da tensão da banda de fixação. São verificadas as ligações de rádio e procede-se à carga das baterias da carga.



No segundo e terceiro dia de preparativos para o lançamento são realizadas operações com a carga a bordo do lançador, procedendo-se à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio. A torre móvel de serviço é evacuada no terceiro dia e procede-se a uma simulação da contagem decrescente. No dia anterior ao lançamento são removidos os dispositivos de protecção da carenagem e



procede-se ao registo fotográfico das operações de encerramento dos diversos elementos do lançador. Procede-se também à instalação das câmaras de vídeo na plataforma de lançamento, à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio.

A cerca de T-11h 30m tem lugar a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do estágio superior Briz-M. A decisão de prosseguir com o lançamento é tomada cerca de oito horas antes da hora prevista para a ignição e é tomada pelo Comissão Intergovernamental. Nesta altura, a plataforma de lançamento é evacuada de todo o pessoal que não é essencial para as operações. A T-1h 10m dá-se a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do foguetão Proton-M e o início do abastecimento dos três estágios inferiores ocorre a T-6h. A T-5h, começam as actividades da contagem decrescente. A plataforma de lançamento é reaberta a T-2h 30m para as operações finais de encerramento do lançador. Pelas T-2h todo o pessoal técnico deve encontrar-se nas suas posições finais para o lançamento.

A torre móvel de serviço começa a ser deslocada para a sua posição de lançamento a T-1h. As actividades finais da contagem decrescente têm início a T-45m. O sinal do sistema de propulsão é gerado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador. As unidades do sistema remoto da contagem decrescente são sincronizadas com

o relógio principal da contagem decrescente. O sistema de abortagem é armado a T-35m (uma luz verde no painel de controlo indica que o sistema de finalização de voo está pronto). Duas unidades redundantes na unidade de abortagem de lançamento são sincronizadas com o relógio da contagem decrescente (nesta altura o interruptor da unidade de abortagem está activo).

A T-10m o cliente indica de forma verbal a prontidão para o lançamento. Esta indicação é transmitida através da rede da contagem decrescente que interliga os vários intervenientes na actividade. O sinal de comando de T-300s é enviado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador para o equipamento semelhante no estágio Briz-M

para sincronizar a hora de lançamento. Entretanto o Briz-M inicia a sua transferência para o fornecimento interno de energia. A T-2m o equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador começa a transferência para o fornecimento interno de energia (para os três estágios inferiores), enquanto que o estágio Briz-M finaliza este procedimento iniciado anteriormente. Um sinal é enviado pelo Briz-M para o lançador indicando a sua prontidão para o lançamento.

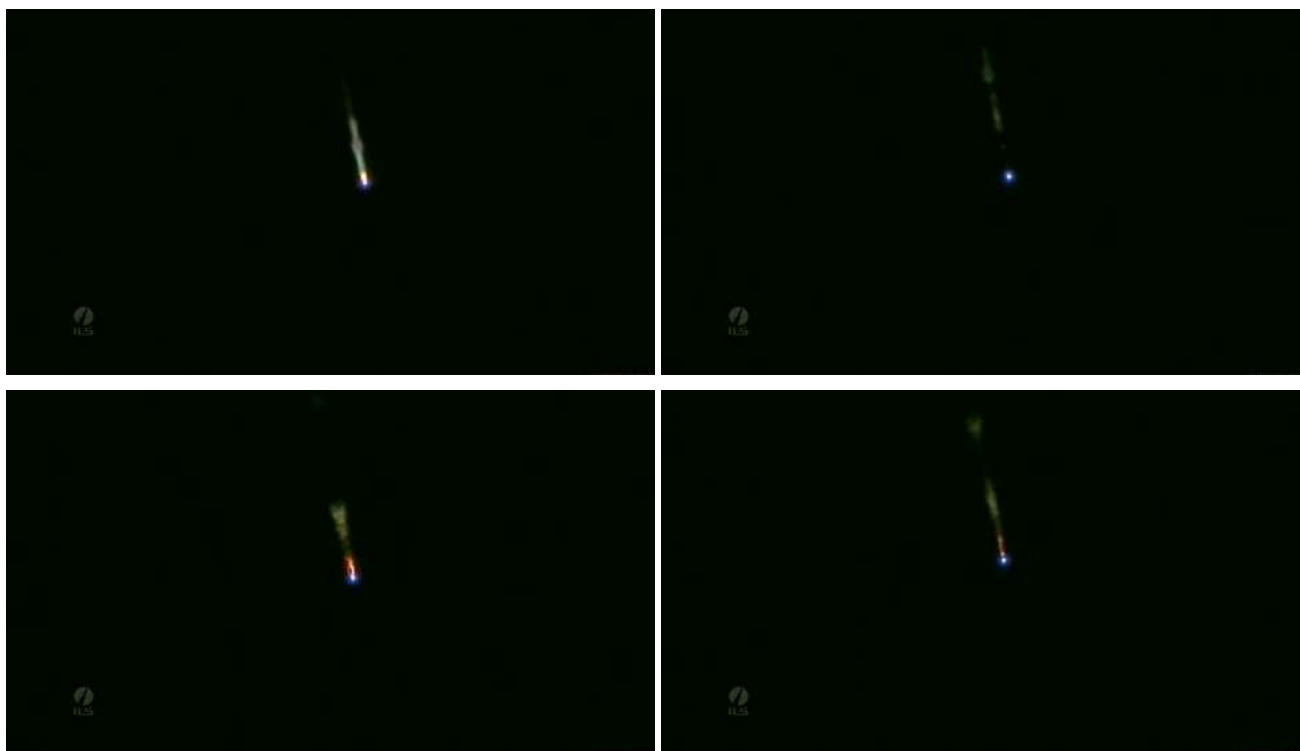
A activação da giro-plataforma teve lugar a T-5s e as verificações finais são feitas a T-3,1s pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador (verificando a prontidão do lançador, do estágio superior e da sua carga). Se todos os componentes do sistema estiverem prontos, é enviado um sinal para se iniciar a sequência de ignição do primeiro estágio. Os seis motores RD-276 do primeiro estágio do Proton-M entram em ignição a T-1,756s até atingirem 50% da força nominal. A força aumenta até 100% a T-0s (1838:29,994UTC⁴) e a confirmação para o lançamento surge de imediato. A sequência de ignição verifica se todos os motores estão a funcionar de forma nominal antes de se permitir o lançamento. O foguetão ascende verticalmente durante cerca de 10 segundos. O controlo de arfagem, da ignição e fim de queima dos motores, o tempo de separação da ogiva de protecção e o controlo de atitude, são todos calculados para que os estágios extintos caiam nas zonas pré-determinadas.



⁴ Estes dados bem como das tabelas seguintes são fornecidos pela *GKNPTs Khrunichev*.



A ignição do segundo estágio ocorreu a T+1m 54,931s e a separação entre o primeiro e o segundo estágio ocorreu a T+2m 00,305s. A ignição dos motores vernier do terceiro estágio ocorreu a T+5m 24,351s com os quatro motores RD-0210 do segundo estágio a terminarem as suas queimas a T+5m 27,071s. A separação entre o segundo e o terceiro estágio ocorre a T+5m 27,792s e a ignição do motor RD-0212 do terceiro estágio ocorre a T+5m 30,217s.



A T+5m 45,519s inicia-se o processo de separação da carenagem de protecção do satélite. Grampos longitudinais e juntas de fixação transversais são abertas com as duas metades da ogiva de protecção a serem afastadas por meio de molas. As duas metades da ogiva acabaram por cair na zona de impacto do segundo estágio. O sinal de indicação da separação das duas metades da carenagem surgiu a T+5m 45,618s.

Evento	Valores medidos	
	s	Desvio (s)
Ignição do 2º estágio	114,931	0,446
Separação 1º / 2º estágio	120,305	0,678
Ignição vernier 3º estágio	324,351	0,570
Fim da queima do 2º estágio	327,071	0,590
Separação 2º / 3º estágio	327,792	0,611
Ignição 3º estágio	330,217	0,636
Separação da carenagem	345,519	0,570
Indicação da separação	345,618	1,232

O lançador continua a voar propulsionado pelo terceiro estágio até se iniciar o processo de separação entre este e o estágio Briz-M que inicia por sua vez a sua primeira queima.

Evento	Valores medidos	
	s	Desvio (s)
Comando preliminar	571,356	1,225
Comando principal	583,022	0,964
Separação da Unidade Orbital	583,022	0,800
MCI 1 – ignição	693,600	1,378
MS 1 – ignição	707,494	1,272
MCI 1 – final da queima	709,394	1,272
MS 1 – final da queima	972,259	3,942

A separação da Unidade Orbital (estágio Briz-M juntamente com o satélite SES-5) ocorre às 1848:13,016UTC. O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M. Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M, são accionados os motores de estabilização do estágio superior para eliminar a velocidade angular resultante da separação e proporcionar ao Briz-M a orientação e estabilidade ao longo da trajectória suborbital onde se encontra antes da sua primeira ignição. A tabela ao lado mostra os parâmetros da trajectória suborbital atingida e a tabela em baixo mostra os parâmetros orbitais após a primeira queima do Briz-M (órbita de suporte).

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h:m:s)	1:21:12,6	1:21:12,2	0:0:0,4
a (km)	6.212,05	6.211,68	0,37
e	0,0543179	0,0543662	0,0000484
i	51° 32' 54''	51° 33' 18''	0° 0' 21''
Perigeu (km)	-503,51	-504,16	0,65
Apogeu (km)	171,34	171,25	0,09

A segunda queima do Briz-M é executada no primeiro nodo de ascensão da órbita de suporte e após esta queima a Unidade de Ascensão atinge uma órbita intermédia. A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final (tabela em baixo).

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h:m:s)	1:27:56,3	1:27:56,8	0:0:0,5
a (km)	6.550,56	6.551,00	0,44
e	0,00000663	0,0000001	0,0000662
i	51° 33' 15''	51° 33' 40''	0° 0' 25''
Perigeu (km)	171,99	172,86	0,87
Apogeu (km)	172,86	172,86	0,01

Parâmetro	Estimativa	Nominal	Desvio
T (h:m:s)	11:49:06,1	11:49:43,3	0:0:37,2
a (km)	26.431,03	26.356,38	13,35
e	0,6005491	0,5997642	0,0007849
i	23° 06' 22''	23° 06' 16''	0° 0' 6''
Perigeu (km)	4.143,81	4.170,63	26,82
Apogeu (km)	35.781,98	35.785,86	3,89

	Valores medidos (s)	Desvio (s)
MCI 2 – ignição	4.033,053	0,053
MS 2 – ignição	4.053,238	0,238
MCI 2 – final da queima	4.055,073	0,173
MS 2 – final da queima	5.105,484	12,633
MCI 3 – ignição	12.468,126	0,126
MS 3 – ignição	12.492,177	0,177
MCI 3 – final da queima	12.494,275	0,375
MS 3 – final da queima	13.179,781	0,025
MCI 4 – ignição	13.223,821	0,135
Separação do Tanque Auxiliar	13.229,687	0,069
MCI 4 – final da queima	13.231,948	0,008
MCI 5 – ignição	13.309,018	0,262
MS 4 – ignição	13.316,882	0,126
MCI 5 – final da queima	13.318,980	0,324
MS 4 – final da queima	13.668,155	3,536
MCI 6 – ignição	31.978,127	0,127
MS 5 – ignição	31.988,154	0,154
MCI 6 – final da queima	31.990,186	0,286
MS 5 – final da queima	32.361,120	0,833
Separação SES-4	33.105,150	14,850
MCI 7 – ignição	40.600,175	0,175
MCI 7 – final da queima	40.612,168	0,168
MCI 8 – ignição	Sem dados	-
MCI 8 – final da queima	Sem dados	-

Legenda: MCI – Motor de Correção de Impulso; MS – Motor de Sustentação. O número em frente a cada sigla indica o número da manobra orbital. Dados fornecidos pelo Centro de Pesquisa e Produção Espacial *Khrunichev*.

Segundo a *Khrunichev* a separação do SES-5 teve lugar às 0350:15,150UTC do dia 10 de Julho. Após a separação do SES-5 procedeu-se à medição dos seus parâmetros orbitais e o estágio Briz-M é colocado numa órbita mais afastada dos satélites, levando a cabo mais duas manobras orbitais procedendo à ignição do seu motor para afastar a sua órbita. A pressão dos tanques de propelentes do Briz-M é reduzida para evitar qualquer tipo de fuga de propelente que possa levar à destruição do veículo e à consequente criação de detritos orbitais.

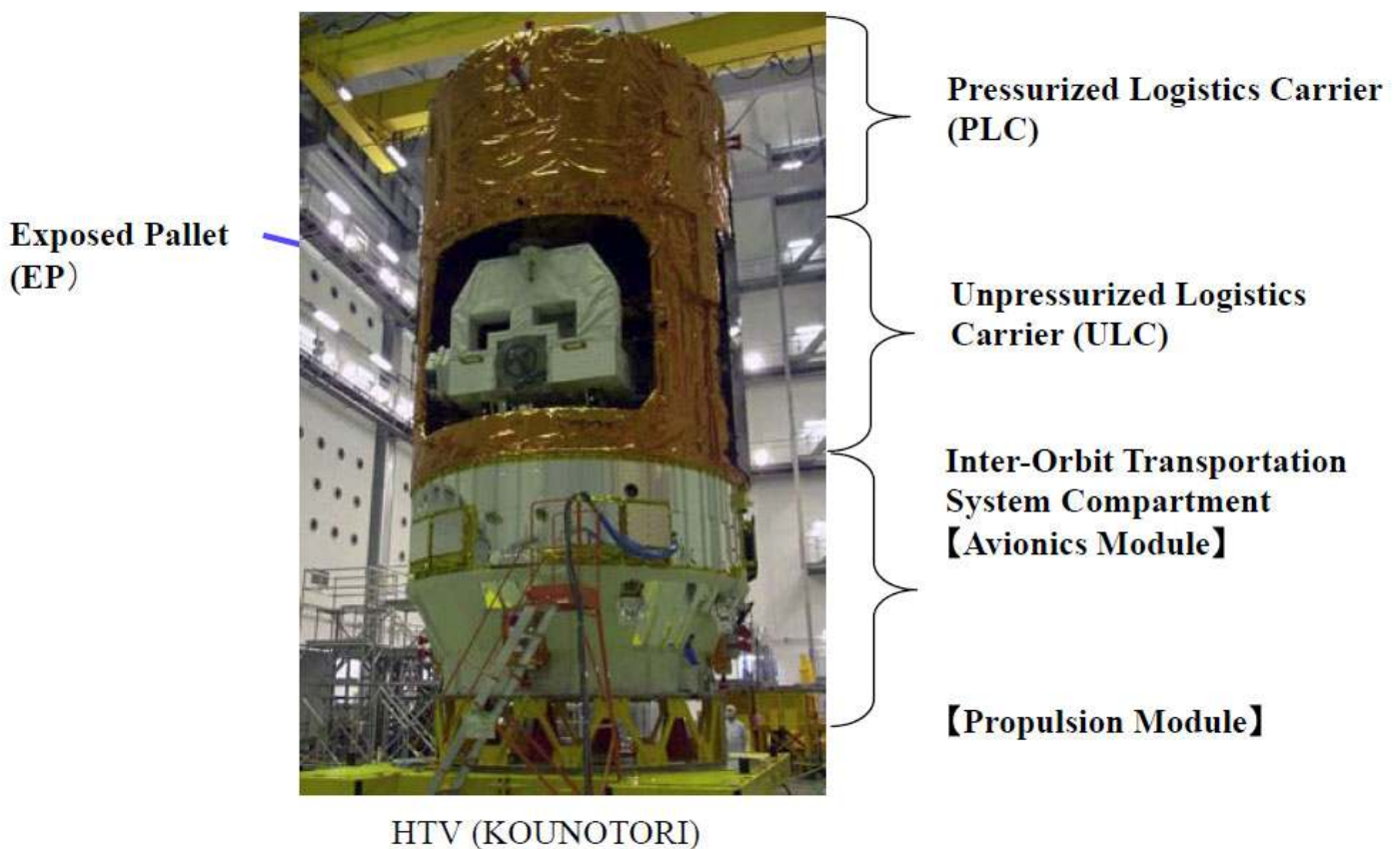
O SES-5 ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.785,86 km de altitude, perigeu a 4.170,63 km de altitude, inclinação orbital de 23° 6' 16'' e período orbital de 709,43 minutos.

Japão lança terceiro Kounotori para a ISS

O Japão lançou o seu terceiro veículo de carga para a ISS no dia 21 de Julho de 2012. O HTV (*H-II Transfer Vehicle*), é totalmente desenhado e fabricado no Japão. Tendo feito a primeira missão em Setembro de 2009, o HTV-1 (TDV – *Technical Demonstration Vehicle*) demonstrou as suas capacidades autónomas e de voo, ao mesmo tempo que transportava 4.500 kg de carga para a ISS.

Na sua segunda missão operacional os principais objectivos da missão do HTV-3 eram a entrega de carga na ISS e a remoção de lixo da estação espacial. Entre a carga transportada encontrava-se água potável, contentores de alimentos e amostras experimentais. Na secção de carga pressurizada PLC (*Payload Logistics Carrier*) foram transportadas o *Aquatic Habitat* (AQH), *JEM-Small Satellite Orbital Deployer* (J-SSOD), vários pequenos satélites (CubeSats) e o *Re-entry Data Recorder* (i-Ball), sendo esta carga japonesa. Por seu lado o PLC transportada ainda como carga internacional o *Catalytic Reactor* (ORU, parte do *Water Processing System*) e vários CubeSats. O HTV-3 transportou ainda na secção despressurizada ULC (*Unpressurized Logistics Carrier*) o *Multi-mission Consolidated Equipment* (MCE), como carga japonesa, e o *SCAN Testbed* (uma carga da NASA).

O veículo HTV foi baptizado com o nome Kounotori após um concurso nacional para escolher um nome para o veículo. ‘Kounotori’ significa ‘Cegonha Branca’.



Aspecto geral do HTV ‘Kounotori’. O PLC transporta a carga que será utilizada a bordo da ISS. O ULC alberga a denominada *Exposed Pallet* que por sua vez transporta experiências externas ou unidades de substituição orbital. A parte inferior do veículo é composta por dois módulos: um módulo de aviónicos (que consiste nos sistemas de navegação e controlo, sistemas de comunicações, sistemas de tratamento de dados, e sistemas de fornecimento de energia) e o módulo de propulsão (que contém o motor principal, motores de manobras e tanques de propelentes). Imagem: JAXA.

Lançamento do HTV-3 Kounotori-3

O lançamento do terceiro veículo de carga japonês tendo por destino a ISS foi adiado por várias vezes devido a razões técnicas, de calendarização e devido a razões meteorológicas nomeadamente devido à formação de um tecto de nuvens com a possibilidade de formação de gelo que poderia pôr em causa a segurança do foguetão H-2B (F-3) após o seu lançamento desde a Plataforma de Lançamento LP-2 do Complexo Yoshinubo no Centro Espacial de Tanegashima.

O lançamento acabou por ter lugar às 0206:18UTC do dia 21 de Julho de 2012. O final da queima dos propulsores laterais de combustível sólido teve lugar a 020808UTC com os pares de propulsores a separarem-se de forma sequencial a T+2m 5s e a T+2m 8s. A separação da carenagem de protecção de carga ocorreu a 0210UTC (T+3m 41s). O final da queima do primeiro estágio ocorreu a T+5m 46s com a separação entre o primeiro estágio e o segundo estágio a ter lugar às T+5m 54s. O segundo estágio entrava em ignição a T+6m 5s, terminando a sua queima a T+14m 3s. A separação do Kounotori-3 teve lugar às 0221:11UTC (T+14m 53s).

Após a separação do HTV-3, o segundo estágio do foguetão lançador seria enviado para uma reentrada controlada.



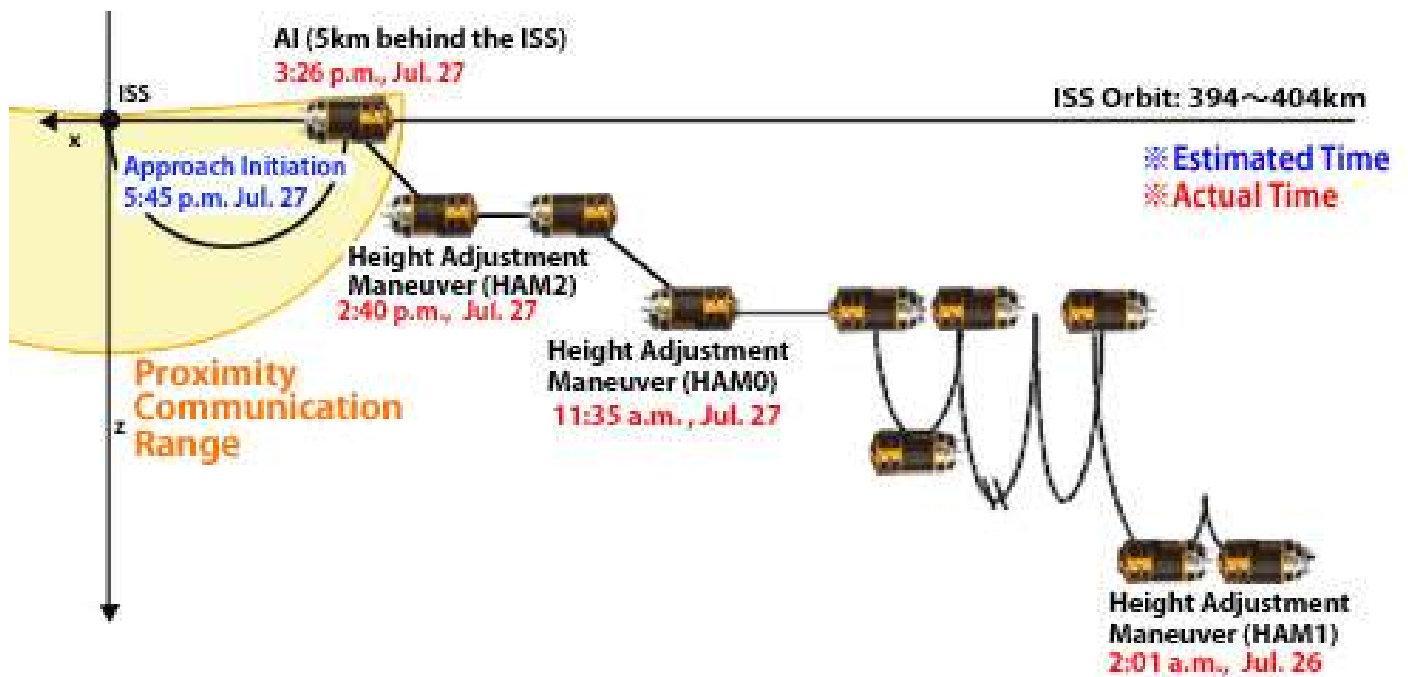


Sumário da missão do HTV-2

Dia de Voo	Eventos da missão HTV-2
DV1	Lançamento / Inserção orbital, auto-sequência pós-inserção (activações dos subsistemas do HTV, controlo de atitude, auto verificações, estabelecimento de comunicações com a rede TDRS, iniciação das comunicações com o Controlo de Missão do HTV, manobra de aproximação.
DV2 a DV6	Manobra de aproximação de campo profundo
DV7 e DV8	Operações de proximidade com a ISS / Aproximação final Captura pelo SSRMS Acoplagem com a ISS - O HTV é acoplado com o CBM (<i>Common Berthing Mechanism</i>) no porto nadir do módulo Harmony; verificação da não existência de fugas de ar - Preparação do vestibulo (ligação e colocação dos cabos eléctricos de linhas de comunicação) - Activação do fornecimento de energia do HTV a partir da ISS, activação das linhas de comunicação (das comunicações sem fios para as comunicações por cabo) - Ingresso da tripulação à secção pressurizada (colocação dos aparelhos de respiração, de extinção de fogo, etc.)
Após DV9	- Transferência de carga.
DV17	Transferência da paleta de exposição exterior da secção despressurizada do HTV-3 para a secção de exposição do JEM
DV18 a DV20	Transferência do <i>Japanese Multi-mission Consolidated Equipment</i> (MCE) e do <i>NASA's Space Communications and Navigation Testbed</i> (SCAN Testbed) para as zonas de instalação.
DV21	Reinstalação do EP no ULC
Após DV22	Transferência de carga para a ISS e carga de lixo no HTV
Separação – 1 dia	Preparação para as operações de separação do HTV Remoção de luzes, detectores de fumo, PFE, e PBA, separação dos cabos, encerramento da escotilha, ligação da linha de comunicações (da linha de comunicações por cabo para as comunicações em fios)
Dia da separação	Operações de Separação - Desactivação do fornecimento de energia da ISS para o HTV - Arrumação do vestibulo (separação de cabos e linhas de comunicação) - Captura do HTV pelo SSRMS - Abertura dos parafusos do CBM - O SSRMS desloca o HTV para a posição de libertação - Activação do GNC (<i>Guidance Navigation Control</i>) do HTV, preparação do sistema de propulsão do HTV - O SSRMS liberta o HTV que se afasta da ISS
Dia de Reentrada	Retrotravagem / reentrada, libertação do i-Ball e do REBR

Uma vez separado do segundo estágio, o HTV-3 iniciava de forma automática uma série de procedimentos para activar os seus subsistemas, estabilizar a sua atitude e levar a cabo a auto-verificação dos seus componentes. Posteriormente, o veículo estabeleceu comunicações com a rede TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite System*) da NASA e iniciou as comunicações através do Centro de Controlo de Missão no Centro Espacial de Tsukuba da JAXA.

Entre o segundo e o sexto dias de voo, o HTV-3 executou uma série de manobras orbitais aumentando de forma gradual a sua altitude orbital e aproximando-se da ISS.



O HTV-3 acabaria por ser capturado pelo Canadarm2 às 1223UTC do dia 27 de Julho, sendo acoplado com a ISS às 1434UTC.



O foguetão H-2B

Desde há vários anos que o Japão tem vindo a desenvolver os seus próprios foguetões. Entre os veículos desenvolvidos, o foguetão H-2A tem vindo a ser utilizado para o lançamento de satélites como um veículo de larga escala com uma alta fiabilidade.

O foguetão H-2B é uma versão melhorada do H-2A que se espera que abra o caminho para uma possibilidade de futuras missões, incluindo o transporte de carga para a estação espacial internacional e para o lançamento de missões não tripuladas para a Lua.



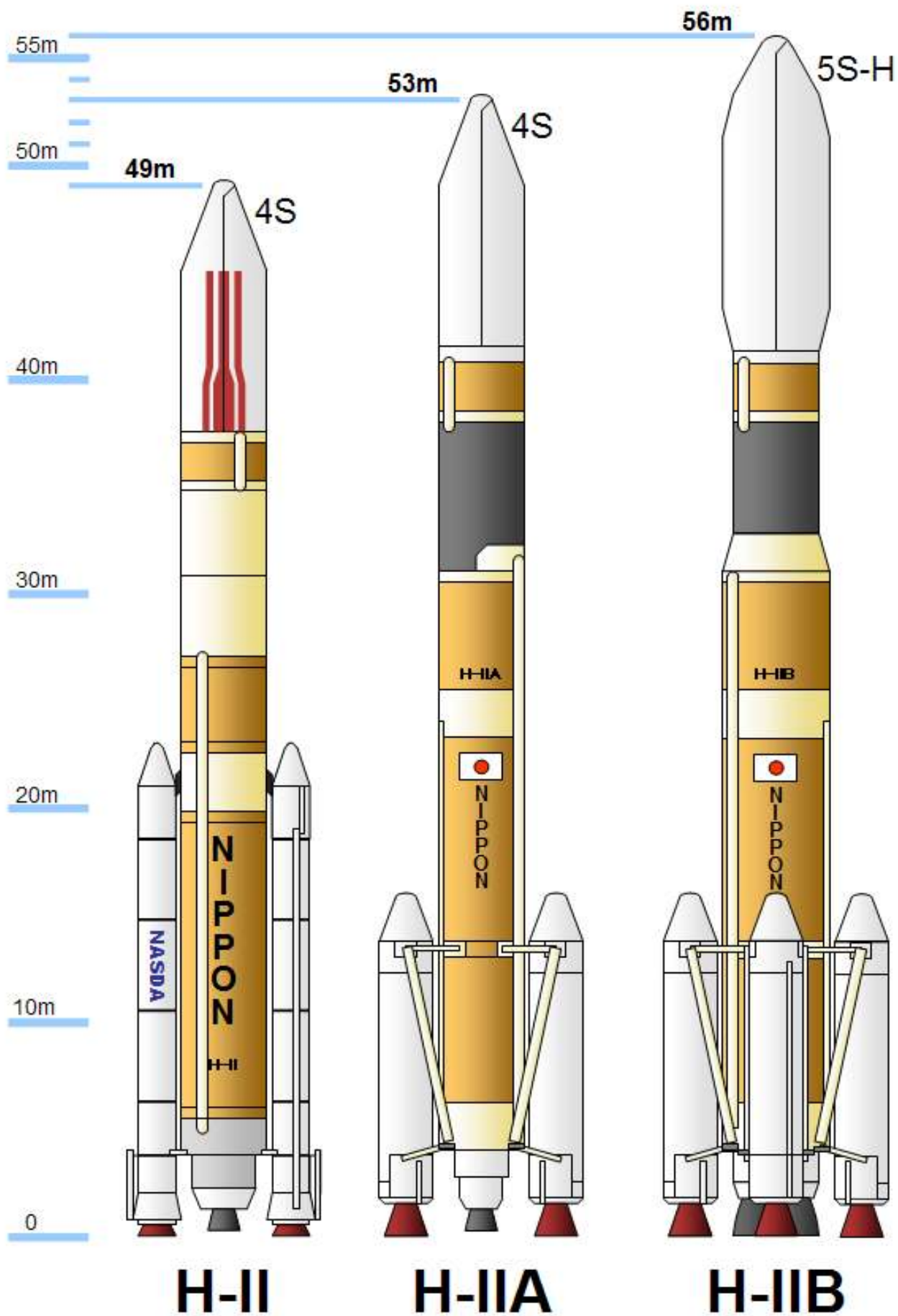
O H-2B tem dois objectivos principais. O primeiro é o lançamento do HTV Kounotori para a ISS. O segundo objectivo é proporcionar uma resposta a necessidades mais amplas ao se fazer uma utilização combinada dos lançadores H-2A e H-2B. Adicionalmente, a grande capacidade de carga do H-2B tornará possível o lançamento simultâneo de mais do que um satélite e irá reduzir os custos, contribuindo assim para a vitalização da indústria espacial japonesa.

O H-2B é um lançador a dois estágios que consome oxigénio e hidrogénio líquido e possui quatro propulsores laterais de combustível sólido que consomem polibutadieno.

O H-2B possui dois motores de propulsão líquida (LE-7A) no primeiro estágio, ao contrário do H-2A que somente está equipado com um desses motores. Os quatro propulsores laterais estão acoplados ao primeiro estágio, enquanto que a versão standard do H-2A só possui dois destes propulsores. Adicionalmente, o corpo central do H-2B foi alargado até aos 5,2 metros enquanto que o diâmetro do H-2A é de 4,0 metros. Da mesma forma, o comprimento do primeiro estágio foi aumentado em 1 metros em relação ao H-2A. Em resultado destas alterações, o H-2B consome 1,7 vezes mais propelente do que o H-2A.

Juntando vários motores, cuja performance é fixa, tem a vantagem de encurtar o período e reduzir os custos do seu desenvolvimento.

Missão	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
F1	10-Set-09	17:01:46	HTV-1 (35817 2009-048A)
F2	22-Jan-11	5:37:57	HTV-2 (37351 2011-003A)
F3	21-Jul-12	02:06:18	HTV-3 (38706 2012-038A)



	SRB-A	Primeiro estágio	Segundo estágio
Motor	SRB-A (x 4)	LE-7A (x 2)	LE-5B
Força (kN)	9.220	2.196	137
Impulso específico (s)	283,6	440,0	448,0
Tempo de queima (s)	114	352	499
Propolentes	Polibutadieno	LOX/LH ₂	LOX/LH ₂

O H-2B tem um comprimento de 57,0 metros e uma massa de 530.000 kg (sem incluir a carga a colocar em órbita). É capaz de colocar 8.000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona ou 16.500 kg numa missão standard do HTV.



Soyuz-FG lança Kanopus-Vulkan-1 e outros satélites

Um foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG equipado com um estágio superior Fregat levou a cabo uma missão comercial colocando em órbita cinco satélites entre eles o primeiro satélite Kanopus-V, um satélite de detecção remota russo. Os outros satélites a bordo eram o BKA, o EV-1 exactView 1 (ADS-1B), o TET-1 e o MKA-PN1 (Zond-PP).

O satélite Kanopus-Vulkan-1 (Канопус-В №1) é um veículo de detecção remota que será utilizado pelo ministério russo para a Defesa Civil, pelo departamento de Emergências e Eliminação de Consequências de Desastres Naturais, pelo Ministério dos Recursos Naturais da Federação Russa, pelos Serviços Federais de Hidrometeorologia e Monitorização Ambiental e pela Academia de Ciências da Rússia.

Os principais objectivos do satélite são a monitorização de emergências naturais e originadas pelo homem, incluindo fenómenos meteorológicos naturais; mapeamento; detecção de bolsas de fogos florestais e emissões de poluentes no ambiente; registo de fenómenos anormais para a previsão de terremotos; monitorização da agricultura, clima e recursos costeiros; e utilização do solo.

O satélite foi construído pela *NPO VNII Elektromekhaniki* que subcontratou o desenvolvimento dos sistemas aviónicos às SSTL. O satélite deverá operar durante cinco anos e está equipado com dois painéis solares que fornecem energia que é armazenada em baterias. A sua massa no lançamento era de 473 kg.

A bordo do Kanopus-Vulkan-1 encontram-se três instrumentos protótipos, nomeadamente o PSS (um sistema de observação pancromático), o MSS (um sistema de observação multiespectral) e o MSU-200 (uma unidade de rastreio multiespectral). O PSS é um instrumento que deverá fornecer imagens pancromáticas para monitorização ambiental, agricultura e florestação. Fornece imagens de alta resolução de 2,5 metros com uma largura de 20 km. O instrumento funciona num leque espectral entre 0,5 e 0,8 μm . O MSS irá fornecer imagens multiespectrais do solo e das superfícies costeiras, além da cobertura de gelo. Proporciona uma resolução espectral de 12 metros com uma largura de 20 km, funcionando em quatro bandas espectrais: 0,5 a 0,6 μm / 0,6 a 0,7 μm / 0,7 a 0,8 μm / 0,8 a 0,9 μm . O instrumento MSU-200 irá fornecer imagens do solo, das superfícies costeiras e da cobertura de gelo. A sua resolução espacial é de 25 metros com uma largura de 250 km. O instrumento funciona num leque espectral entre 0,54 e 0,86 μm .



O satélite BKA (БКА) é um satélite bielorrusso anteriormente designado BelKa-2, que é uma cópia do satélite Kanopus-V n.º 1. Este satélite vem substituir o satélite BelKa-1 perdido num lançamento falhado a 26 de Julho de 2006. Tal como este, o BKA foi construído pela *NPO VNII Elektromekhaniki* que subcontratou o desenvolvimento dos sistemas aviónicos às SSTL. O satélite deverá operar durante cinco anos e está equipado com dois painéis solares que fornecem energia que é armazenada em baterias. A sua massa no lançamento era de 473 kg.

O satélite irá permitir imagens com uma resolução até 2,1 metros em quatro bandas espectrais que serão utilizadas para o benefício da economia nacional bielorrussa. O satélite será utilizado pelo MinEconResurs, pelo Ministério dos Recursos Naturais, pelos Serviços Federais de Geodesia e Cartografia, pelos serviços de emergência EmerCom, e outros. O satélite será também utilizado para aplicações científicas e de pesquisa aplicada, além de tarefas de detecção remota. Os principais objectivos do BKA são o mapeamento (aplicações de topografia e geodesia, supervisão geodésica governamental); cadastro das propriedades estatais; desenvolvimento de projectos de grandes construções incluindo gasodutos e oleodutos, caminhos-de-ferro e estações hidroeléctricas; investigações geológicas e conservação dos recursos minerais; monitorização ambiental incluindo a monitorização de fogos florestais, emissões de poluentes, monitorização de glaciares, monitorização do sector de agricultura, etc.; monitorização das condições das florestas; e monitorização das massas de água.

Anteriormente designado como ADS-1B, o satélite EV-1 exactView 1 foi construído pela SSTL e fará parte da constelação AIS da exactEarth (COM DEV) para a monitorização dos movimentos dos navios nos mares através de portos e canais de grande fluxo, além de proporcionar informação sobre os movimentos globais de grandes navios. O satélite está equipado com um sistema AIS



elemento principal do programa germânico *On-Orbit Verification* (OOV) desenvolvido pela agência espacial alemã DLR e cujo principal objectivo é o ensaio de novas tecnologias num ambiente especial durante o período de um ano. O satélite transporta 11 experiências geridas pela *Kayser-Threde*. O satélite é baseado no modelo TET desenvolvido pela *Astro und Feinwerktechnik Adlershof GmbH* (*Astrofein*) e tem uma massa de 120 kg. Está equipado com dois painéis solares que fornecem energia armazenada em baterias a bordo. O TET-1 foi financiado pelo Ministério para a Economia e Tecnologia da Alemanha.

Desenvolvido pela Associação Lavochkin, o satélite MKA-PN1 'Zond-PP' (MKA-ФКИ №1 'Зонд-ПП') é um micro-satélite baseado no modelo Karat e desenhado para efectuar o estudo das características da superfície terrestre utilizando um radiómetro pancromático de banda L e tem como objectivo o mapeamento da humidade do solo e da



salinidade da água, além de estudar o sistema energético solo – oceano – atmosfera. Os resultados obtidos serão utilizados para a previsão de alterações no ambiente e no clima. O satélite transporta também uma câmara multiespectral Pribor-EK.

O satélite está equipado com três painéis solares que fornecem energia a baterias internas. Deverá estar operacional durante 3 anos. A sua massa do lançamento era de 156 kg.

O estágio superior Fregat

Tendo a sua origem nas sondas lunares soviéticas desenvolvidas nos anos 60, o estágio Fregat é um veículo de alta performance capaz de múltiplas ignições e que foi posteriormente adaptado para várias missões orbitais e planetárias.

O desenvolvimento do Fregat teve início em 1991 juntamente com o início dos estudos do projecto Rus cujo objectivo era o de introduzir melhoramentos na família de lançadores Soyuz. Assim, o Fregat foi pensado para servir como o 4º estágio do futuro foguetão Soyuz-2 com o intuito de fornecer a propulsão necessária a variadas cargas para órbitas elevadas ou para órbitas planetárias. Outros projectos previam a criação do lançador Vostok-2/Fregat para o lançamento de cargas para órbitas baixas ou

(*Automatic Identifications System*) que é um sistema de radiocomunicação utilizado para a identificação e localização de embarcações marítimas. Os repetidores AIS são necessários pela Organização Marítima Internacional em embarcações com mais de 300 toneladas e em todos os navios de passageiros. A comunicação é feita em linha de vista, permitindo aos países a monitorização de embarcações a cerca de 50 km das suas costas. Uma plataforma espacial permite a monitorização de grandes áreas, especialmente em zonas cuja monitorização é dificultada através dos meios tradicionais.

O satélite tem por base a plataforma Microsat-100 e tinha uma massa de 100 kg no lançamento. Está equipado com uma carga AIS com duas polarizações e quatro canais, além de um transmissor de banda C. O fornecimento de energia é feito através de um painel solar para baterias de armazenamento.

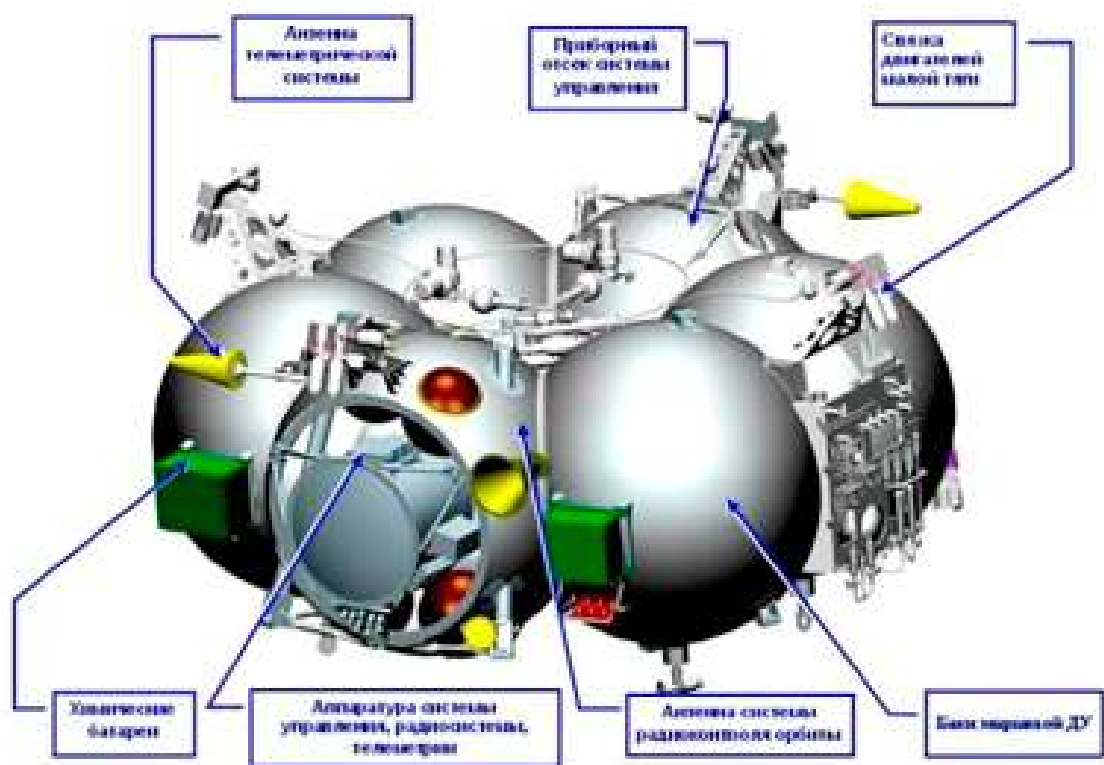
O satélite TET-1 (*TechnologieErprobungs-Träger*) é o



médias (servindo como 3º estágio), ou ser adaptado para ser utilizado com o foguetão 11K77 Zenit-2 (como 3º estágio) ou com o foguetão 8K82KM Proton-M/D (servindo assim como um 5º estágio)⁵.

O Fregat é composto por seis secções esféricas, servindo quatro destas secções como tanques de propelente e as restantes duas servindo como secções de instrumentação (uma com uma secção de sistemas aviónicos despressurizada e outra pressurizada e contendo o computador de controlo de voo num ambiente cuja temperatura é controlada). Os tanques têm um diâmetro de 0,375 metros e uma capacidade de 23 litros de propelente. O único sistema de propulsão é composto por um motor S5.92 capaz de várias ignições e com um modo de duplo, isto é capaz de operar em duas forças distintas. O desenho do Fregat minimiza a sua massa e a sua inércia.

Característica	
Massa (kg)	980 a 1.100
Massa com combustível (kg)	6.415 a 6.535
Comprimento (m)	1,50
Diâmetro (m)	3,35
Combustível / oxidante	UDMH / NTO
Carga máxima de propelente (kg)	5.350
Força (kg)	2.000
Impulso específico (s)	327,0 a 328,5
Motores de controlo de atitude	12
Força dos motores de controlo de atitude (kg)	5
Impulso específico dos motores de controlo de atitude (s)	225



⁵ <http://www.russianspaceweb.com/fregat.html>

Lançamento

Esta foi uma missão que foi adiada por mais de dois anos com a sua data de lançamento original a estar estabelecida a 19 de Março de 2009 e sendo inicialmente sucessivamente adiado para 16 de Abril e 7 de Maio. O estágio superior Fregat foi transportado para o Cosmódromo de Baikonur a 11 de Março a bordo de um avião de carga Antonov An-124-100 'Ruslan' que transportou também a carenagem de protecção que seria utilizada neste lançamento. A 23 de Março o lançamento era novamente adiado para o dia 23 de Maio, seguindo-se novos adiamentos para 25 de Agosto e para 29 de Setembro. Infelizmente, esta catadupa de adiamentos não se ficaria por aqui e a missão seria adiada para 2012, estabelecendo-se a data de 7 de Junho.

Os satélites MKA-PN1 (Zond-PP), EV-1 exactView 1 (ADS-1B) e TET-1 chegavam a Baikonur por via aérea a 2 de Maio. O lançamento sofreria ainda um novo adiamento em meados de Junho, sendo agendado para as 0641:39UTC do dia 22 de Julho.



Os trabalhos de integração dos satélites no estágio Fregat e de colocação de todos os veículos no interior da carenagem de protecção terminavam a 16 de Julho. Constituída a Unidade Orbital, esta era posteriormente transportada para o edifício de integração e montagem do lançador na Área 31. O conjunto era então acoplado ao estágio Blok-I a 18 de Julho.



O foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (B15000-033/1019) seria transportado para a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 (17P32-6) do Cosmódromo de Baikonur no dia 19 de Julho.

Os preparativos para o lançamento decorreram sem qualquer problema e este acabou por ter lugar às 0641:39,035UTC do dia 22 de Julho de 2012. O estágio Fregat com os cinco satélites separou-se do estágio Blok-I às 0650UTC. A separação dos satélites ocorreria em duas fases: os satélites BKA, Kanopus-V e TET-1 separavam-se do Fregat respectivamente às 0726UTC, 0731UTC e às 0733UTC, seguindo-se às 0900UTC a separação dos satélites MKA-PN1 e exactViwe-1.

Durante esta missão o estágio Fregat executou cinco queimas, tendo inicialmente sido colocado numa órbita com um apogeu a 193 km de altitude e perigeu a 192 km de altitude. A primeira e segunda queima colocaram o estágio numa órbita com um apogeu a 524 km e um perigeu a 510 km, seguindo-se mais duas queimas que levaram o Fregat para uma órbita com um apogeu a 834 km e perigeu a 814 km. A quinta queima teve como objectivo baixar o perigeu da sua órbita, seguindo-se uma sexta queima que fez o Fregat reentrar na atmosfera a 24 de Julho.



China lança novo satélite de dados

O primeiro lançamento orbital da China após a missão bem sucedida da SZ-9 Shenzhou-9, teve lugar a 25 de Julho de 2012 com um foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C a colocar em órbita o terceiro satélite de retransmissão de dados da série TL Tianlian.

Os satélites TL-1 TianLian-1 (天链一号)

O sistema Tianlian (Ligação no Céu) foi desenvolvido pela Academia Chinesa de Tecnologia Espacial (CAST) e é similar ao sistema *Tracking and Data Relay Satellite System* (TDRSS) dos Estados Unidos. A sua carga foi desenvolvida pela Corporação de

Tecnologia Estrela Espacial, uma companhia baseada em Pequim e pertencente ao CAST. O sistema foi desenvolvido para satisfazer os requisitos de uma cobertura de longa duração e de alta cobertura na transmissão de dados e de comunicações.

Os satélites, baseados na plataforma DFH-3 Dongfanghong-3, operam em órbita geossíncrona podendo fornecer ligações de baixa, média e alta velocidade para transmissão de dados entre veículos em órbita e terminais no solo em banda Ka e S. Desenhado para apoiar o programa espacial tripulado, o sistema é também utilizado para o envio de dados para outros satélites.

Um único satélite é capaz de uma cobertura de 50% do globo terrestre, conseguindo-se cerca de 85% com dois veículos em órbita.

A plataforma DFH-3, também desenvolvida pelo CAST, é composta por seis subsistemas: controlo, fornecimento de energia, propulsão, medição e controlo, estrutura e controlo térmico. A sua configuração é feita à base de módulo subdivididos que inclui um módulo de comunicações, um módulo de propulsão, um módulo de serviço e painel solar. A plataforma adopta uma estabilização nos seus três eixos espaciais e a sua produção de energia é de 1,7 kW no final da sua vida útil de 8 anos. Tem uma massa de 2.100 kg com uma capacidade de carga de 220 kg (a massa do TL-1 Tianlian-1 (3) era de 2.462 kg).

A plataforma foi aplicada nos satélites DFH-3, nos satélites de navegação Beidou e em outros satélites, todos a operar normalmente. Durante várias

missões, a maturidade e fiabilidade da plataforma DFH-3 tem vindo a ser provada. Para além do mais, a plataforma possui uma capacidade de expansão e pode ser actualizada para missões de exploração, tais como satélites meteorológicos, sondas lunares, etc.

O primeiro satélite da série foi lançado a 25 de Abril de 2008⁶ estando actualmente localizado a 77° longitude Este na órbita geossíncrona, enquanto que o satélite TL-1 Tianlian-1 (2) se encontra a 177° longitude Este. O terceiro satélite Tianlian ocupa a posição 16,55° de longitude Este.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Local de Lançamento	Satélites
2008-019	Y1	25-Abr-11	15:35:07,852	Xichang, LC2	TL-1 Tianlian-1 (1) (32779 2008-019A)
2011-032	Y8	11-Jul-11	15:41:03,700	Xichang, LC2	TL-1 Tianlian-1 (2) (37737 2011-032A)
2012-040	Y9	25-Jul-12	15:43:03,769	Xichang, LC2	TL-1 Tianlian-1 (3) (38730 2012-040A)

⁶ O lançamento do satélite TL-1A Tian-Lian-1A (32779 2008-019A) teve lugar às 1535:07,852UTC do dia 25 de Abril de 2008 e foi levado a cabo pelo primeiro foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C desde a Plataforma de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang.

Lançamento do TL-1 Tianlian-1 (3)

O lançamento do TL-1 TianLian-1 (3) havia sido previamente anunciado e era já aguardado há vários meses. A equipa responsável pelo lançamento chegaria ao Centro de Lançamento de Satélites de Xichang a 29 de Junho de 2012.



Os preparativos para o lançamento decorreram sem problemas e mais uma vez a comunicação social chinesa não referiu que o lançamento teria lugar. O lançamento acabaria por ocorrer às 1543:03,769UTC do dia 15 de Julho e todas as suas fases decorreram como previsto.

Dez segundos após abandonar a plataforma de lançamento, o foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C (Y9) executava uma manobra de translação que o colocava na trajectória ideal para a missão. O final da queima dos dois propulsores laterais de combustível líquido

teve lugar às 1545:11UTC, separando-se às 1545:13UTC. O final da queima do primeiro estágio teve lugar às 1545:28UTC, separando-se do segundo estágio às 1545:30UTC. A ignição do segundo estágio tinha lugar nesta altura.

A carenagem de protecção ter-se-á separado às 1547:22UTC e terão caído perto de Guidong, província de Hunan. O final da queima do motor principal do 2º estágio ocorria às 1548:31UTC e o final da queima dos motores vernier tinha lugar às 1548:36UTC. A separação entre o 2º e o 3º estágio ocorria às 1548:37UTC, com o 3º estágio a entrar em ignição pela primeira vez neste momento. Esta queima terminaria às 1553:54UTC, iniciando-se uma fase não propulsiva do lançamento 4 segundos mais tarde. A segunda ignição do 3º estágio teria início pelas 1605:06UTC, terminando às 1607:38UTC. Nesta fase iniciava-se uma manobra de ajustamento de velocidade que terminaria pelas 1607:58UTC. A separação entre o satélite TL-1 TianLian-1 (3) e o 3º estágio do foguetão lançador CZ-3C Chang Zheng-3C (Y9) ocorria pelas 1609:18UTC.



O CZ-3C Chang Zheng-3C (长征三号丙火箭)

O foguetão lançador CZ-3C Chang Zheng-3C é um veículo a três estágios de propulsão líquida que combina os estágios do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B com dois propulsores laterais de combustível líquido do foguetão CZ-2E Chang Zheng-2E.

O desenvolvimento do CZ-3C Chang Zheng-3C teve início em 1995 mas aparentemente o seu programa foi suspenso entre 1996 e 2000 devido ao acidente registado com o foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B em 1996. O seu desenvolvimento é iniciado ao mesmo tempo do desenvolvimento do foguetão CZ-3B e tendo por base o foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A.

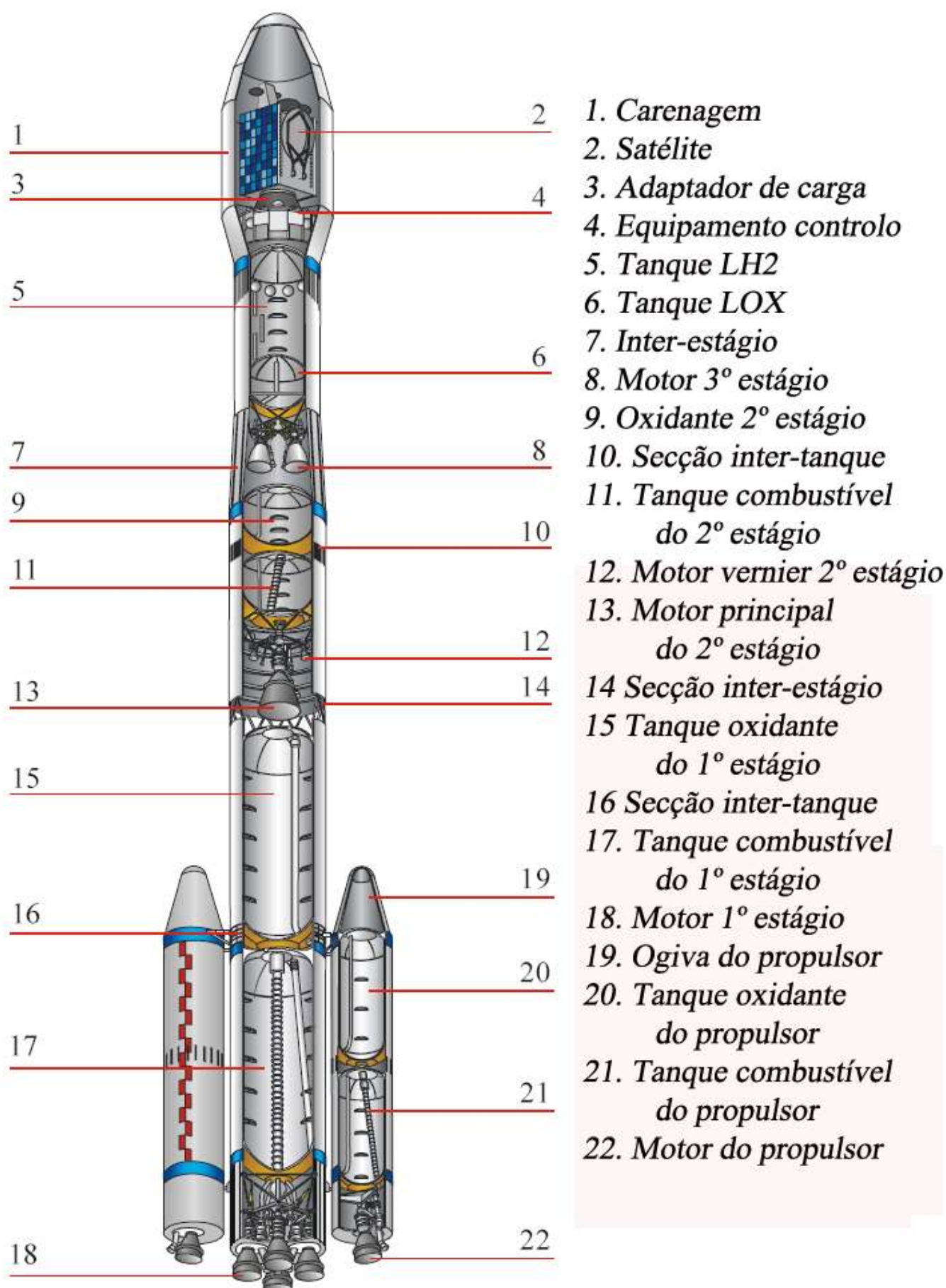
O foguetão tem um comprimento total de 54,838 metros, podendo atingir os 55,638 metros dependendo da carenagem de protecção a utilizar, podendo ser equipado com uma carenagem com um comprimento de 9,56 metros (diâmetro de 4,00 metros) ou de 9,777 metros (diâmetro de 4,20 metros). A sua massa no lançamento é de 345.000 kg e é capaz de colocar uma carga de 3.800 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

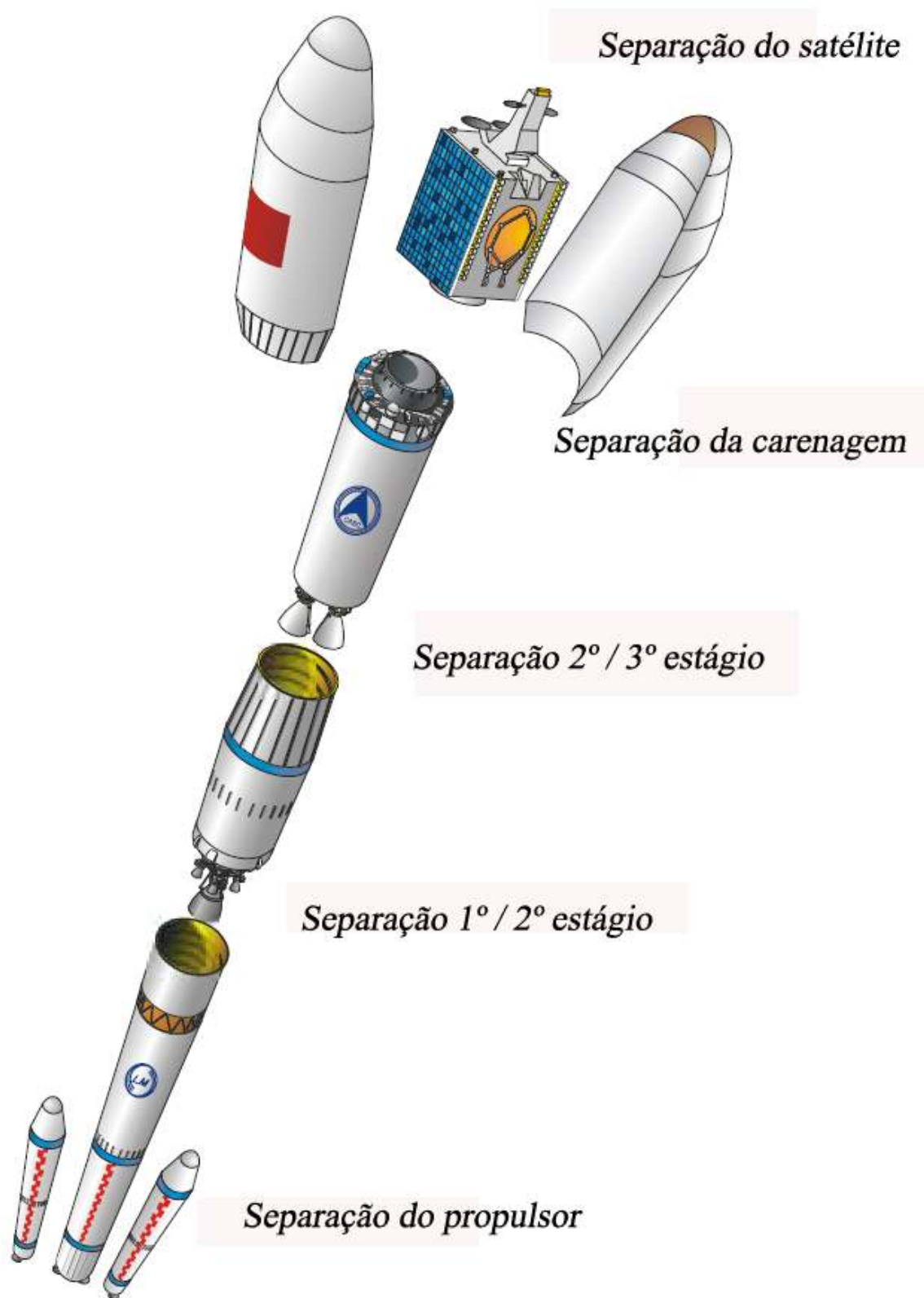


Estágio	Propulsores laterais	Primeiro estágio L-180	Segundo estágio L-35	Terceiro estágio H-18
Massa no lançamento (kg)	345.000			
Propolente	N ₂ O ₄ /UDMH			LOX/LH ₂
Massa do Propolente (kg)	37.746 (x2)	171.775	49.605	18.193
Massa do estágio (kg)	41.000 (x2)	179.000	55.000	21.000
Motor	YF-25	YF-21C	YF-24E YF-22E (principal) YF-23C (vernier)	YF-75
Força (kN)	740,4 (x2)	2.961,6	742 (principal) 11,8 x 4 (vernier)	4.312
Impulso específico (s)	291	189	297	440
Impulso esp. nível do mar (s)	261	259	260	-
Tempo de queima (s)	128	155	110	470
Diâmetro (m)	2,25	3,35	3,35	3,0
Comprimento (m)	15,326	23,272	9,943	12,375
Comprimento carenagem (m)	9,56 (9,777)			
Diâmetro carenagem (m)	4,0 (4,2)			
Comprimento total (m)	54,838 (55,638)			

A capacidade do CZ-3C para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona atinge os 3.800 kg ao utilizar quatro propulsores laterais e um segundo estágio mais alongado. O CZ-3C proporciona dois tipos de carenagens de protecção, dois tipos de processos de montagem da carenagem e quatro tipos distintos de interfaces de carga que proporcionam assim aos utilizadores mais flexibilidade.

O sistema do CZ-3C é composto pela estrutura do foguetão lançador, sistema de propulsão, sistema de controlo, sistema de telemetria, sistema de rastreio e segurança, sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase orbital não propulsiva, sistema de utilização de propolente criogénico, sistema de separação e sistema auxiliar. A estrutura do foguetão actua de forma a suportar as várias cargas internas e externas no lançador durante o transporte, elevação (colocação na plataforma de lançamento) e voo. A estrutura do foguetão também combina todos os subsistemas em conjunto. A estrutura do foguetão é composta pelos propulsores, primeiro estágio, segundo estágio, terceiro estágio e carenagem de protecção. A figura na página seguinte mostra a configuração do foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C.





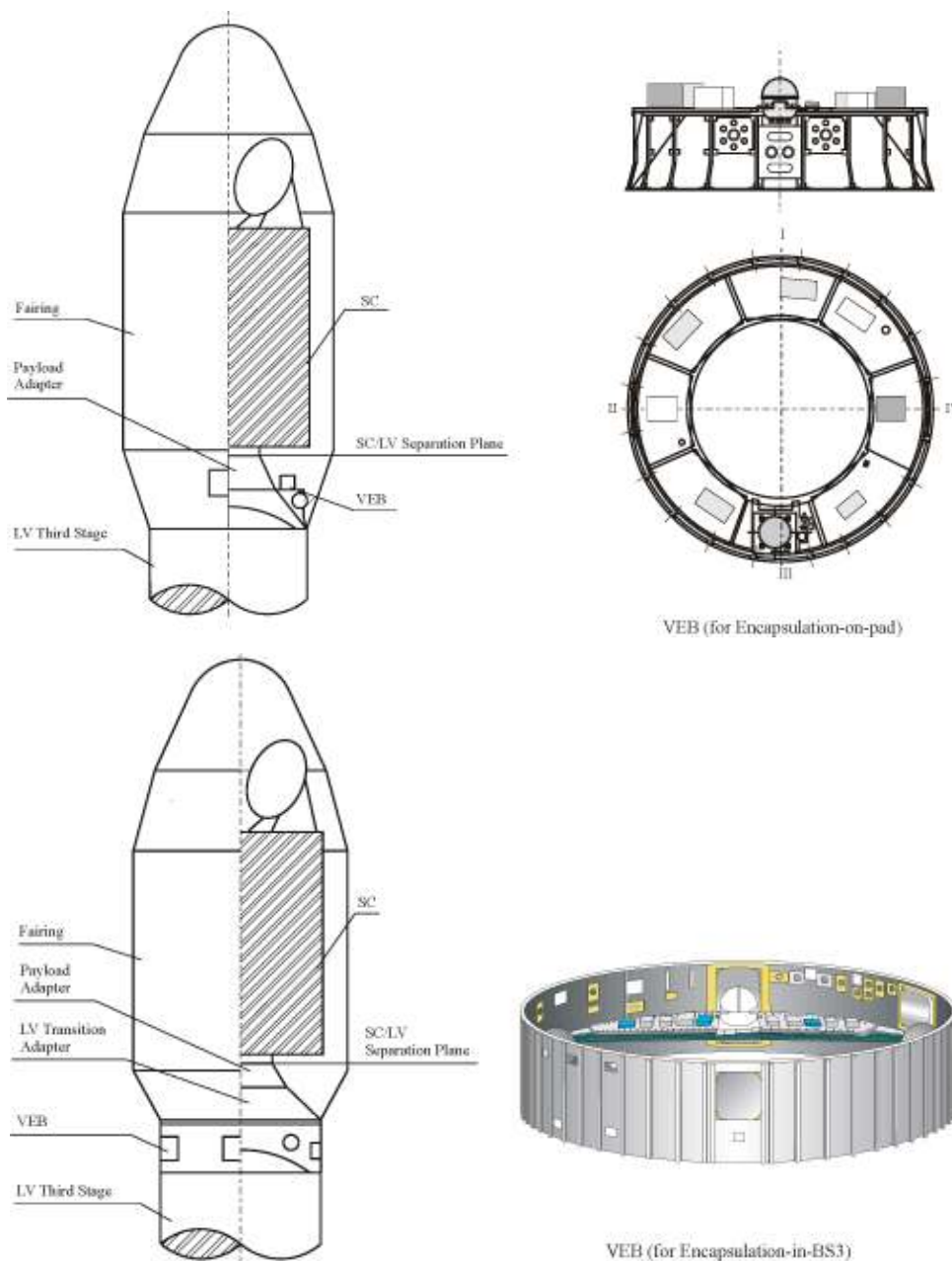
Cada propulsor lateral é composto pela zona frontal, tanque de oxidante, zona inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, estabilizador, válvulas e condutas, etc.

O primeiro estágio é composto pela secção inter-estágio, tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, válvulas e condutas, etc.

O segundo estágio é composto pelo tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, válvulas e condutas, etc.

O terceiro estágio contém o adaptador de carga, secção de equipamento e tanque de propelente criogénico. O adaptador de carga faz a ligação física entre a carga e o foguetão CZ-3C e reparte as cargas entre ambos. O anel da interface no topo do adaptador pode ser uma das interfaces standard internacionais 937B, 1194, 1194A ou 1666. A secção de equipamento para o método de introdução da carga na plataforma de lançamento (*Encapsulation-on-pad*) é uma placa circular fabricada numa estrutura metálica em favos de mel onde estão montados os sistemas aviónicos do lançador. Se a carenagem é montada no método BS3, a secção de equipamento será uma estrutura cilíndrica com uma altura de 0,9 metros apoiada no terceiro estágio (as duas figuras seguintes mostram os diferentes tipos de secção de equipamento). O tanque de propelente do terceiro estágio é termicamente isolado com um anteparo comum, tendo uma forma convexa superior no meio. O hidrogénio líquido é abastecido na parte superior do tanque e o oxigénio líquido é armazenado na parte inferior.

A carenagem é composta por uma abóbada, secção biconica, secção cilíndrica e secção cónica invertida.



O sistema de propulsão, incluindo motores e sistema de fornecimento / pressurização, gera a força dianteira e de controlo necessária para o voo. O terceiro estágio, propulsores laterais e segundo estágio, utilizam propelentes armazenáveis, isto é tetróxido de azoto (N_2O_4) e dimetil hidrazina assimétrica (UDMH). Os tanques de propelente são pressurizados pelos sistemas de propulsão regenerativos. Existem quatro motores em paralelo no primeiro estágio. Os motores podem ser orientados em direcções tangenciais. A força de cada motor é de 740,4 kN. Os quatro sistemas de propulsão utilizam os mesmos motores. Existe um motor principal e quatro motores vernier no segundo estágio. A força total é de 789,1 kN.

O terceiro estágio utiliza propelentes criogénicos, isto é hidrogénio líquido (LH_2) e oxigénio líquido (LOX). Dois motores universais em suspensões cardan proporcionam uma força total de 157 kN. O rácio de expansão dos motores é de 80:1 e o impulso específico é de 4.312 Ns/kg. O tanque de LH_2 é pressurizado por hélio e por um sistema regenerador, e o tanque de LOX é pressurizado por hélio aquecido e por um sistema regenerador.

O sistema de controlo é utilizado para manter a estabilidade do voo do lançador e para levar a cabo a navegação e / ou orientação segundo o programa de voo pré-estabelecido. O sistema de controlo consiste de uma unidade de orientação, sistema de controlo de atitude, sequenciador, distribuição de energia, etc. o sistema de controlo adopta uma plataforma inercial de quatro eixos, computador de bordo e dispositivos digitais de controlo de atitude. Algumas tecnologias avançadas são aplicadas no sistema de controlo, tais como sequenciadores electrónicos programáveis, decoplagem de três canais, controlo de duplo parâmetro e compensação em tempo real para erros de medição. Estas tecnologias tornam o lançador muito flexível para várias missões.

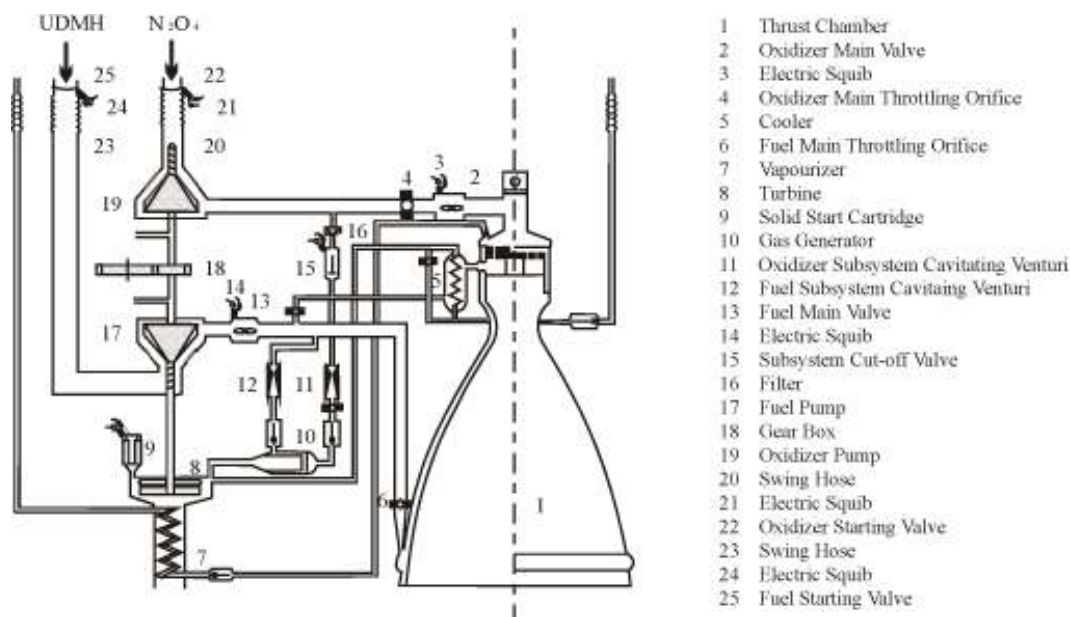
O sistema de telemetria funciona para medir e transmitir alguns parâmetros dos sistemas do lançador. Alguns dados medidos podem ser processados em tempo real. O sistema de telemetria recebe energia tendo em conta a distribuição dos sensores e codificação dos dados. As medições dos sinais de comando são digitalizadas. O fornecimento de energia e os testes são levados a cabo de forma automática. Os conversores digitais a bordo são inteligentes e cerca de 700 parâmetros são medidos.

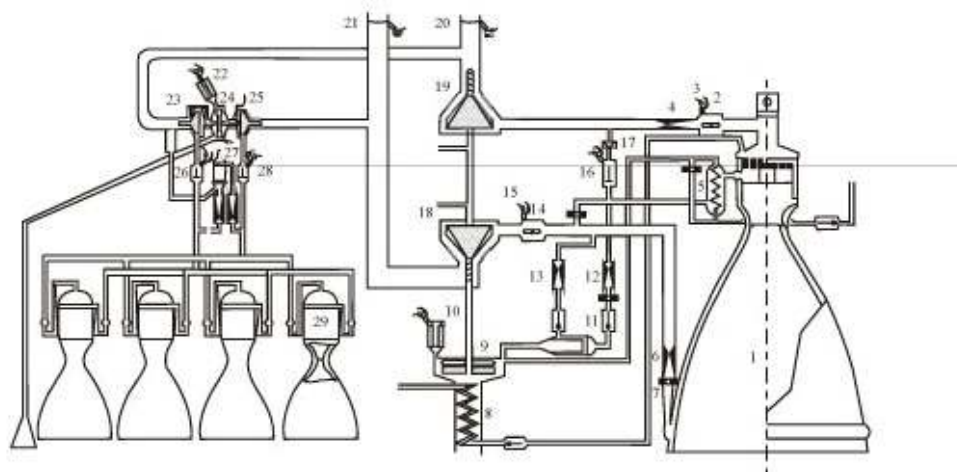
O sistema de rastreio e de segurança mede os dados da trajectória e parâmetros de injeção orbital finais. O sistema também fornece informação para meios de segurança. A auto-destruição do foguetão lançador seria levada a cabo de forma remota caso ocorresse alguma anomalia em voo. O desenho da medição de trajectória e de segurança são integrados em conjunto.

O sistema de controlo de atitude e de gestão de propelente na fase de voo não propulsionada leva a cabo o controlo de atitude e gestão de propelente em órbita e reorienta o lançador antes da separação da carga. Um motor alimentado por hidrazina em pressão trabalha de forma intermitente neste sistema que pode ser accionado repetidamente segundo os comandos recebidos.

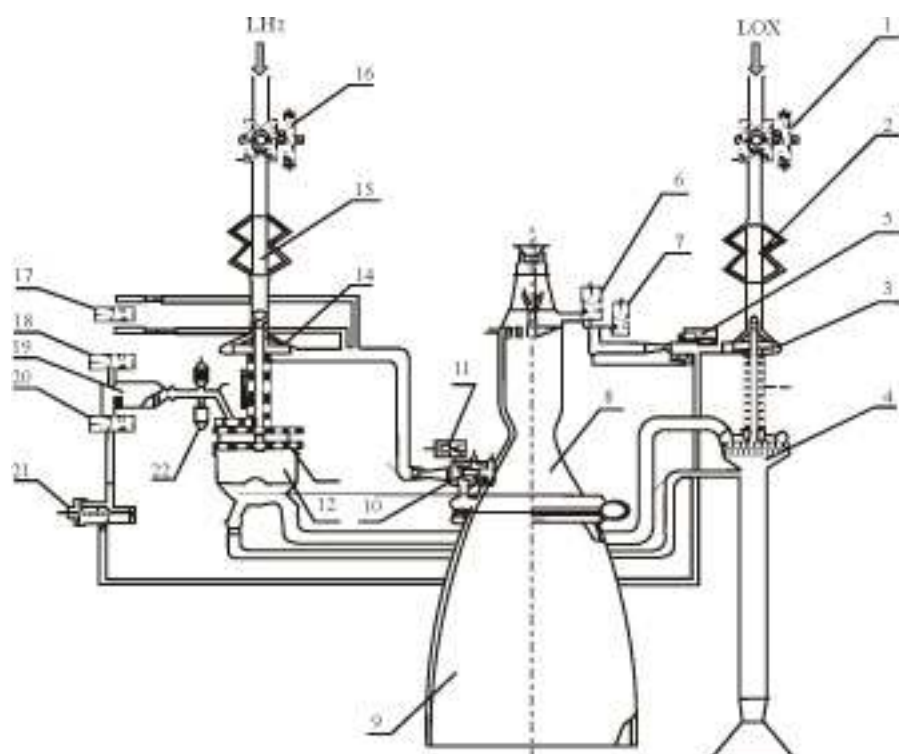
O sistema de utilização dos propelentes criogénicos mede em tempo real o nível de propelentes no interior dos tanques do terceiro estágio e ajusta o nível de consumo de oxigénio líquido para tornar os propelentes residuais numa proporção óptima. O ajustamento é utilizado para compensar o desvio da performance do motor, estrutura da massa, carga de propelente, etc., para o propósito de se obter uma maior capacidade de lançamento. O sistema contém um processador, sensores de nível de propelente e válvulas de ajustamento.

Os seguintes esquemas representam a estrutura dos sistemas de propulsão do primeiro, segundo e terceiro estágios.





- | | | |
|--------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| 1 Thrust Chamber | 11 Gas Generator | 21 Fuel Starting Valve |
| 2 Oxidizer Main Valve | 12 Oxidizer Subsystem Venturi | 22 Solid Start Cartridge |
| 3 Electric Squib | 13 Fuel Subsystem Venturi | 23 Oxidizer Pump |
| 4 Oxidizer Main Venturi | 14 Fuel Main Valve | 24 Turbine |
| 5 Cooler | 15 Electric Squib | 25 Fuel Pump |
| 6 Fuel Main Venturi | 16 Subsystem Cut-off Valve | 26 Oxidizer Cut-off Valve |
| 7 Throttling Orifice | 17 Filter | 27 Gas Generator |
| 8 Vapourizer | 18 Fuel Pump | 28 Fuel Cut-off Valve |
| 9 Turbine | 19 Oxidizer Pump | 29 Venturi Combustion Chamber |
| 10 Solid Start Cartridge | 20 Oxidizer Starting Valve | |



- | |
|--------------------------------|
| 1 LOX Pump Front Valve |
| 2 LOX Swinging Hose |
| 3 LOX Pump |
| 4 LOX Pump Turbine |
| 5 Propellant Utilization Valve |
| 6 LOX Main Valve |
| 7 LOX Precooling Drain Valve |
| 8 Thrust Chamber |
| 9 Nozzle |
| 10 LOX Main Valve |
| 11 LH Precooling Drain Valve |
| 12 LH and Helium Heater |
| 13 LH Pump Turbine |
| 14 LH Pump |
| 15 LH Pump Front Swinging Hose |
| 16 LH Pump Front Valve |
| 17 LH Subsystem Bypass Valve |
| 18 LH Subsystem Control Valve |
| 19 Gas Generator |
| 20 LOX Subsystem Control Valve |
| 21 LOX Pressure Regulator |
| 22 Solid Ignitor |

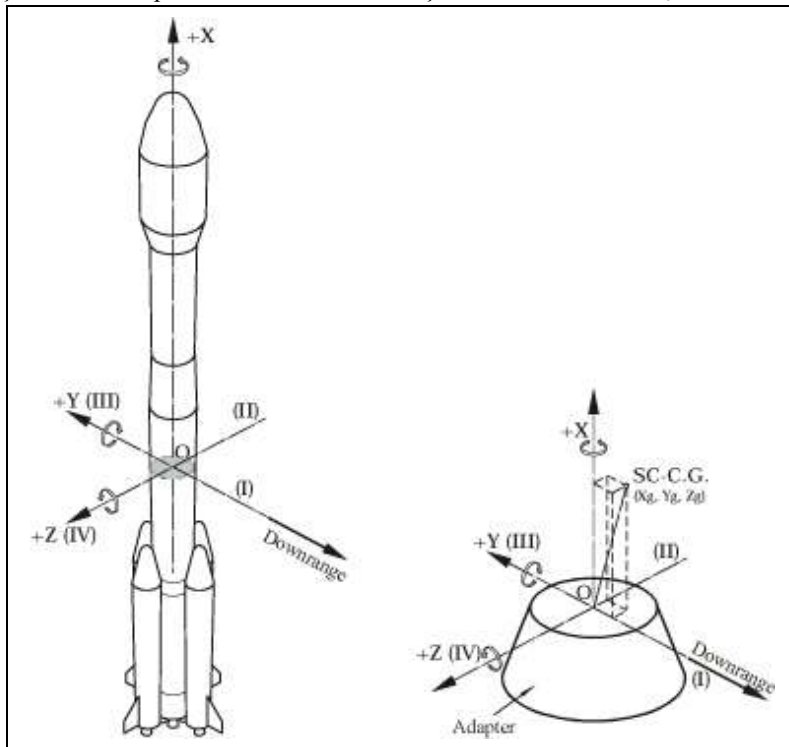
Durante a fase de voo do CZ-3C Chang Zheng-3C existem cinco eventos de separação: a separação dos dois propulsores laterais, a separação entre o segundo e o primeiro estágio, a separação entre o segundo e o terceiro estágio, a separação da carenagem e a separação entre a carga e o terceiro estágio.

- **Separação dos propulsores** – os propulsores laterais estão acoplados ao primeiro estágio por três piro-mecanismos localizados na secção frontal e por mecanismos de separação na secção posterior. Quatro pequenos foguetões geram forças de separação para o exterior após a abertura simultânea dos mecanismos de separação.

- **Separação entre o primeiro e o segundo estágio** – a separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma separação a quente, isto é o segundo estágio entra em ignição em primeiro lugar e depois o primeiro estágio é separado com a força dos gases de exaustão após o accionamento de 14 parafusos explosivos.
- **Separação entre o segundo e o terceiro estágio** – a separação entre o segundo e o terceiro estágio é uma separação a frio. Os parafusos explosivos são accionados em primeiro lugar e depois pequenos retro foguetões no segundo estágio são accionados para gerar a força de separação.
- **Separação da carenagem** – durante a separação da carenagem, os parafusos explosivos que ligam a carenagem e o terceiro estágio são accionados em primeiro lugar e depois todos os dispositivos pirotécnicos que ligam as duas metades da carenagem são accionados, com a carenagem a ser separada longitudinalmente. A carenagem volta-se para fora apoiada em dobradiças devido à força exercida por molas.
- **Separação entre a carga e o terceiro estágio** – a carga está fixa com o lançador ao longo de uma banda de fixação. Após a separação, a carga é empurrada pela acção de molas.

O sistema auxiliar funciona antes do lançamento e inclui unidades de monitorização e de medição no solo tais como verificação do nível de abastecimento de propelente e temperatura, medição da estanquicidade, fornecimento de ar condicionado para a carenagem de protecção, etc.

O sistema de coordenadas do foguetão lançador (OXYZ) tem origem no centro de massa instantâneo do veículo, isto é no centro de massa integrado da combinação carga / veículo lançador, incluindo o adaptador, propelentes e carenagem, etc., caso seja aplicável. O eixo OX coincide com o eixo longitudinal do foguetão. O eixo OY é perpendicular ao eixo OX e estão no interior do plano de lançamento 180° para lá do azimute de lançamento. Os eixos OX, OY e OZ formam um sistema ortogonal que segue a regra da mão direita.

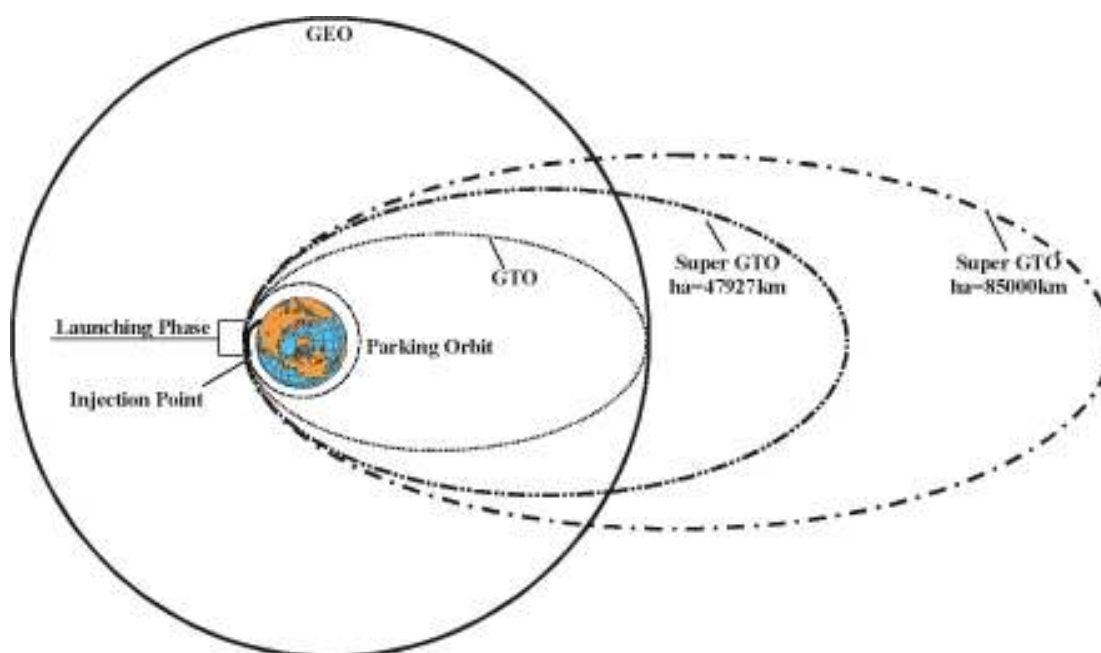


A atitude de voo do eixo do veículo lançador está definida na figura ao lado. O fabricante do satélite define o sistema de coordenadas do satélite. A relação ou orientação entre o veículo lançador e os sistemas do satélite serão determinados ao longo da coordenação técnica para projectos específicos.

Missões que podem ser realizadas pelo CZ-3C

O foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C é um veículo potente e versátil que é capaz de levar a cabo as seguintes missões:

- Transportar cargas para órbitas de transferência para a órbita geossíncrona (GTO). Esta será a função primária do CZ-3C e o objectivo da sua concepção. Após a separação do CZ-3C, o satélite irá transferir-se da órbita GTO para a órbita geossíncrona GEO). Esta é a órbita operacional na qual o período orbital do satélite coincide com o período de rotação da Terra, 24 horas, e o plano orbital coincide com o plano do equador (ver figura em baixo);
- Injectar cargas numa órbita terrestre baixa (LEO) localizada abaixo de uma altitude média de 2.000 km;
- Injectar cargas em órbitas sincronizadas com o Sol (SSO). O plano destas órbitas encontra-se ao longo da direcção de rotação do eixo de rotação da Terra ou aponta para a rotação da Terra em torno do Sol. A velocidade angular do satélite é igual à velocidade angular média da Terra em torno do Sol.
- Lançar sondas espaciais para lá do campo gravitacional da Terra.



Performance do CZ-3C Chang Zheng-3C

No total já foram levadas a cabo 6 lançamentos do CZ-3C, tendo uma taxa de sucesso de 100%. O primeiro lançamento do CZ-3C teve lugar a 25 de Abril de 2008, colocando em órbita o satélite de comunicações e transmissão de dados TL-1 Tian Lian-1. A seguinte tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo CZ-3C:

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2008-019	Y1	25-Abr-08	15:35:07,852	TL-1 Tianlian-1 (32779 2008-019A)
2009-018	Y3	14-Abr-09	16:16:03	Beidou-2 'Compass-G2' (34779 2009-018A)
2010-001	Y2	16-Jan-10	16:12:04,391	Beidou-2 'Compass-G1' (36287 2010-001A)
2010-024	Y4	2-Jun-10	13:53:04,524	Beidou-2 'Compass-G3' (36590 2010-024A)
2010-050	Y7	1-Out-10	10:59:57,345	Cheng'e-2 (37174 2010-050A)
2010-057	Y5	31-Out-10	16:26:09,956	Beidou-2 'Compass-G4' (37210 2010057A)
2011-032	Y8	11-Jul-11	15:41:03,700	TL-1 Tianlian-1 (2) (37737 2011-032A)
2012-008	Y6	24-Fev-12	16:12:04,289	Beidou-2 'Compass-G5' (38091 2012-008A)
2012-040	Y9	25-Jul-12	15:43:03,769	TL-1 Tianlian-1 (3) (38730 2012-040A)

Esta tabela mostra os lançamentos orbitais levados a cabo pelo foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C. Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Centro de Lançamentos de Satélites de Xichang. Tabela: Rui C. Barbosa.

Descrição da missão do CZ-3C⁷

O CZ-3C é principalmente utilizado para missões para a órbita GTO, sendo a GTO standard recomendada ao utilizador do veículo. O CZ-3C coloca a carga numa GTO standard com os seguintes parâmetros a partir de Xichang: altitude do perigeu – 200 km; altitude do apogeu – 35.959 km, inclinação 28,5°; argumento do perigeu – 178° (estes parâmetros representam a órbita instantânea a quando da separação do satélite do terceiro estágio; A altitude do perigeu é equivalente a uma altitude real de 35.786 km na passagem do primeiro perigeu devido a perturbações causadas pela forma oblatada da Terra).

⁷ A performance do foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C aqui discutida é baseada na assumpção de que o veículo é lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang tendo em conta as limitações relevantes no que diz respeito à segurança e requerimentos de rastreio a partir do solo; tem-se em conta que o azimute de lançamento é de 97,5°; a massa do adaptador de carga e do sistema de separação não estão incluídas na massa da carga; o terceiro estágio do CZ-3C transporta a quantidade suficiente de propelente para atingir a órbita pretendida com uma probabilidade superior a 99,73%; por altura da separação da carenagem de protecção o fluxo aerodinâmico é inferior a 1.135 W/m²; e os valores das altitudes orbitais são determinados em relação a uma Terra esférica com um raio de 6.378 km.

Os quadros seguintes mostram a sequência de voo típica do CZ-3C Chang Zheng-3C.

Evento	Tempo de Voo (s)
Lançamento	0,000
Manobra de arfagem	10,000
Final da queima dos propulsores	127,491
Separação dos propulsores	128,991
Final da queima 1º estágio	145,159
Separação entre 1 / 2º estágio	146,659
Separação da carenagem	258,659
Final da queima do motor principal 2º estágio	328,000
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	333,000
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	334,000
Final da primeira queima 3º estágio	650,605
Início da fase não propulsiva	654,105
Fim da fase não propulsiva / Segunda ignição 3º estágio	1323,242
Final da segunda queima 3º estágio / Início do ajustamento de velocidade	1447,866
Fim do ajustamento de velocidade	1494,866
Separação da carga	1574,866

Sequência de voo típica do foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C Tabela: Rui C. Barbosa.

Evento	Altitude de Voo (km)	Distância ao Solo (km)	Projeção Latitude Satélite (°)	Projeção Longitude Satélite (°)
Lançamento	1,825	0,000	28,246	102,027
Final da queima dos propulsores	48,695	50,554	28,184	102,537
Separação dos propulsores	49,987	52,901	28,181	102,560
Final da queima 1º estágio	64,658	82,016	28,144	102,854
Separação entre 1 / 2º estágio	66,083	85,079	28,140	102,885
Separação da carenagem	147,940	374,700	27,723	105,790
Final da queima do motor principal 2º estágio	181,940	640,597	27,275	108,433
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	184,323	663,670	27,233	108,659
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	184,786	667,927	27,225	108,704
Final da primeira queima 3º estágio	208,710	2464,996	22,775	125,847
Início da fase não propulsiva	208,570	2490,003	22,699	126,076
Segunda ignição 3º estágio	194,809	7295,242	3,232	165,880
Final da segunda queima 3º estágio	215,792	8541,619	-2,454	175,552
Fim do ajustamento de velocidade terminal	226,394	8730,789	-3,301	177,030
Separação da carga	295,051	9478,806	-6,626	182,908

Parâmetros característicos da trajectória de voo típica do foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C Tabela: Rui C. Barbosa.

As carenagens do CZ-3C

A carga está protegida por uma carenagem que a isola de várias interferências da atmosfera, que inclui correntes de ar de alta velocidade, cargas aerodinâmicas, aquecimento aerodinâmico e ruídos acústicos, etc., enquanto que o lançador ascende através da atmosfera. A carenagem proporciona assim à carga um bom meio ambiente.

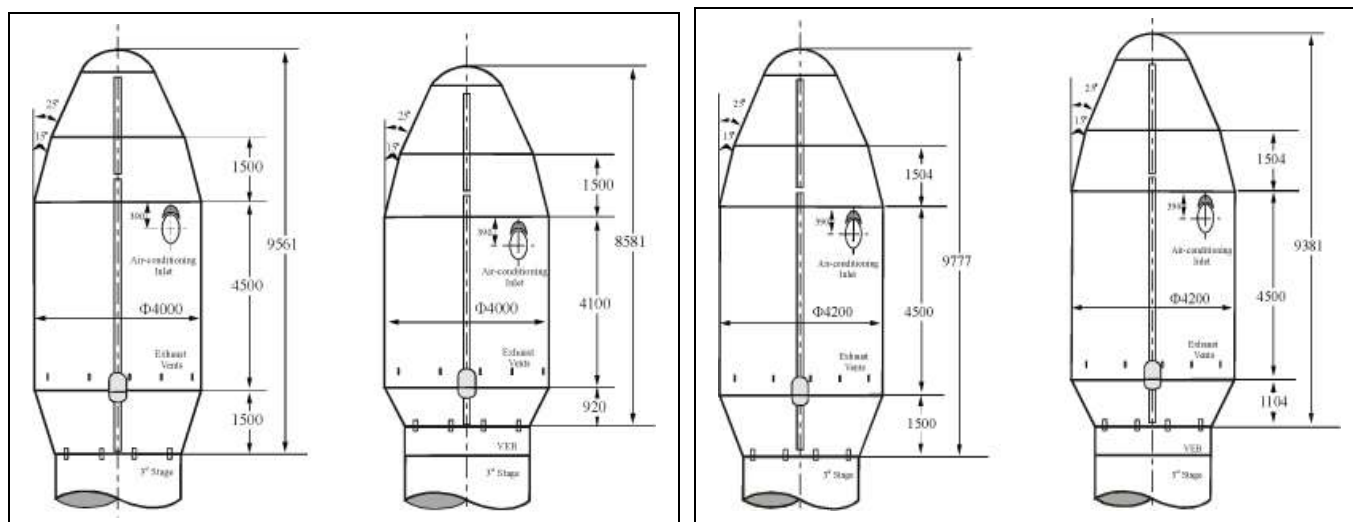
O aquecimento aerodinâmico é absorvido ou isolado pela carenagem. A temperatura no interior da carenagem é controlada dentro dos limites estabelecidos. Os ruídos acústicos gerados por correntes de ar e pelos motores do lançador são reduzidos para níveis permitidos para a respectiva carga.

A carenagem é separada e ejectada quando o foguetão lançador voa fora da atmosfera. A altura exacta da separação da carenagem é determinada pelo requisito de que o fluxo de calor aerodinâmico na separação da carenagem seja inferior a 1.135 W/m^2 .

Vinte e dois tipos de testes foram levados a cabo no desenvolvimento da carenagem do CZ-3B, incluindo testes em túneis de voo, testes térmicos, testes acústicos, testes de separação, testes de análise de modelos, testes de resistência, etc.

O CZ-3C Chang Zheng-3C proporciona quatro tipos distintos de carenagens: 4000F, 4000Z, 4200F e 4200Z, conforme referidas no seguinte quadro:

Designação	Descrição
4000F	Diâmetro de 4.000 mm; a carenagem é montada na plataforma de lançamento.
4000Z	Diâmetro de 4.000 mm; a carenagem é montada em BS3.
4200F	Diâmetro de 4.200 mm; a carenagem é montada na plataforma de lançamento.
4200Z	Diâmetro de 4.200 mm; a carenagem é montada em BS3.



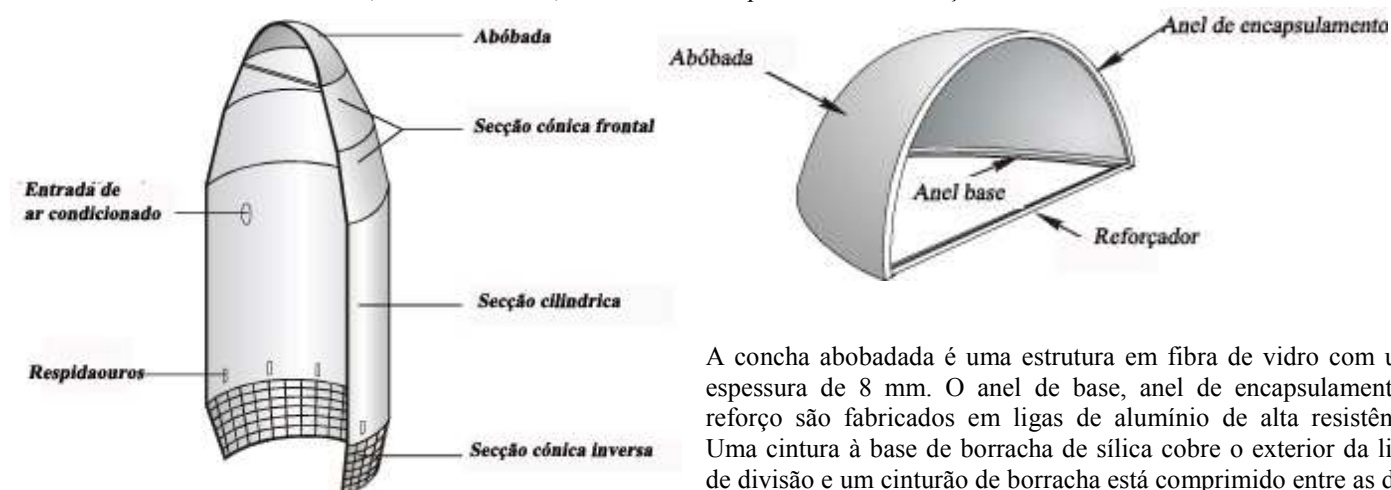
As carenagens utilizadas no foguetão CZ-3C Chang Zheng-3C: à esquerda as carenagens 4000F e 4000Z e à direita as carenagens 4200F e 4200Z.

A carenagem 4000F tem uma altura de 9,561 metros e suporta as interfaces de carga 937B, 1194, 1194A e 1666. A carenagem 4000Z tem uma altura de 8,98 metros e suporta as interfaces de carga 1194A e 1666. A carenagem 4200F tem uma altura de 9,777 metros e suporta as interfaces de carga 1194A e 1666, tal como a carenagem 4200F que tem uma altura de 9,381 metros.

O volume estático da carenagem é a limitação física das dimensões máximas da configuração da carga a transportar. O volume estático é determinado pela consideração das deformações estimadas a nível dinâmico e estático do conjunto carenagem / carga por uma variedade de interferências durante o voo. Os volumes variam com diferentes tipos de carenagem e adaptadores de carga. Pode-se permitir que algumas saliências na carga possam exceder o volume estático máximo ($\Phi 3650$ ou $\Phi 3850$) da secção cilíndrica da carenagem.

As estruturas das carenagens referidas são muito similares. Consistem numa abóbada, secção biconica, secção cilíndrica e uma secção cónica invertida.

A abóbada é um corpo semi-esférico com um raio de 1 metro, uma altura de 0,661 metros e um diâmetro de base de 1,890 metros. Consiste numa concha abobadada, um anel de base, um anel em encapsulamento e reforços.



metades. Os cintureões de isolamento exterior e interior impedem a corrente de ar de entrar na carenagem durante o voo.

A parte superior da secção bicônica é um cone de 25° com uma altura de 1,400 metros e a parte inferior é um cone de 15° com uma altura de 1,500 metros. A parte superior e a parte inferior estão interligadas. O diâmetro do anel superior é de 1,890 metros e o diâmetro do anel inferior é de 4,000 metros.

A estrutura da secção cilíndrica é idêntica à da secção bicônica, isto é tem uma constituição em favos de mel de alumínio. Existem duas entradas de ar condicionado na parte superior da secção cilíndrica e 10 saídas de exaustão com uma área total de 191 cm² na parte inferior.

A secção cônica invertida é uma estrutura reforçada monocoque. É composta por um anel superior, um anel intermédio, reforços inferiores longitudinais e cobertura com tratamento químico. Para as carenagens 4000F e 4200F, estão disponíveis portas de acesso nesta secção. Para as carenagens 4000Z e 4200Z não existem portas de acesso.

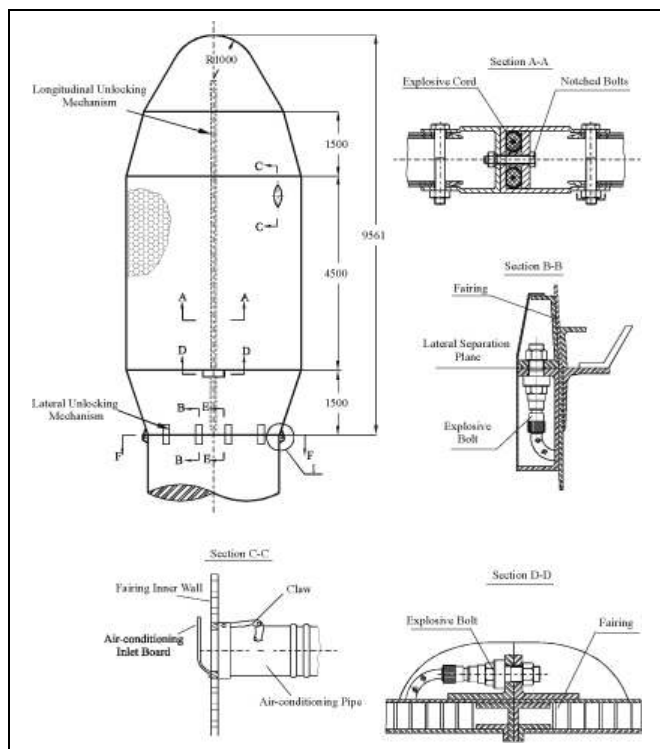
A superfície exterior da carenagem, especialmente a superfície da abóbada e da secção bicônica, sofre um aquecimento devido à corrente de ar a alta velocidade durante o lançamento. Deste modo, são adoptadas medidas que evitam o aquecimento para garantir que a temperatura na superfície interior seja inferior a 80°C.

A superfície exterior da secção bicônica e da secção cilíndrica são cobertas por um painel de cortiça especial. O painel na secção bicônica tem uma espessura de 1,2 mm e na secção cilíndrica tem uma espessura de 1,0 mm.

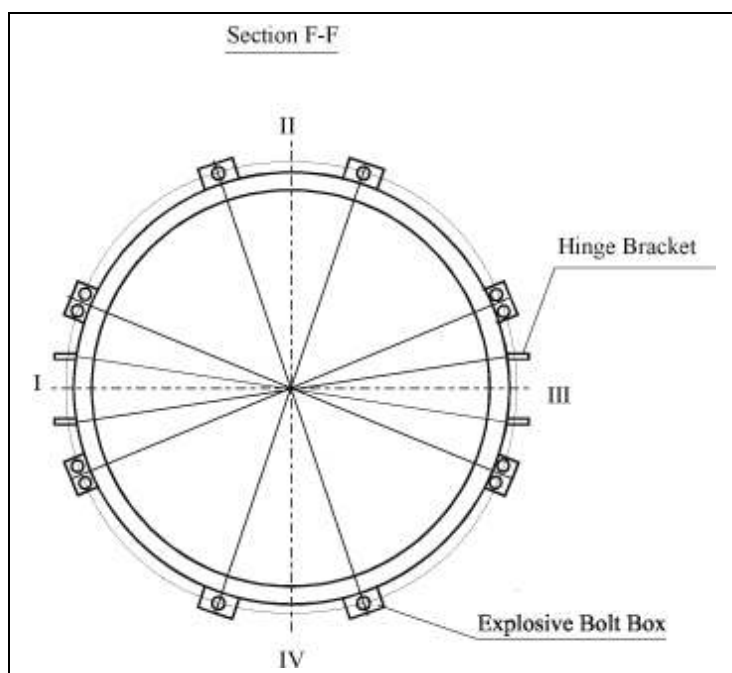
O mecanismo de separação e ejeção da carenagem consiste em mecanismos de abertura laterais, mecanismo de abertura longitudinal e mecanismo de separação. Para as carenagens 4000F e 4200F o anel na base da carenagem está ligado com a secção curta dianteira do tanque criogénico do terceiro estágio por doze parafusos explosivos não contaminantes. Para as carenagens 4000Z e 4200Z a base do anel na carenagem está ligado com o topo da secção de equipamento por parafusos explosivos não contaminantes. A fiabilidade de um parafuso explosivo é de 0,9999.

O plane de separação longitudinal da carenagem é o quadrante II-IV (XOZ). O mecanismo de abertura longitudinal consiste em parafusos entalhados, mangueiras, mangueiras com cordas explosivas e detonadores, suportes dos detonadores e dois parafusos explosivos. Duas mangueiras de aço percorrem a linha de separação da carenagem. Dois detonadores não sensíveis estão fixados a cada extremidade das cordas explosivas. A quando da separação, os dois parafusos não contaminantes são detonados e cortados. Os detonadores fazem as cordas explosivas entrar em ignição, gerando-se gás a alta pressão o que leva à expansão das mangueiras de aço e à quebra dos parafusos entalhados. Nesta sequência, a carenagem separa-se em duas metades. O gás gerado fica selado nas mangueiras de aço, não havendo assim contaminação da carga.

Uma das duas cordas explosivas pode ser detonada apenas se um dos quatro detonadores é accionado. Se uma das cordas explosivas é accionada, todos os parafusos entalhados podem ser quebrados, isto é a carenagem pode separar-se. Assim, a fiabilidade da separação longitudinal é muito elevada.

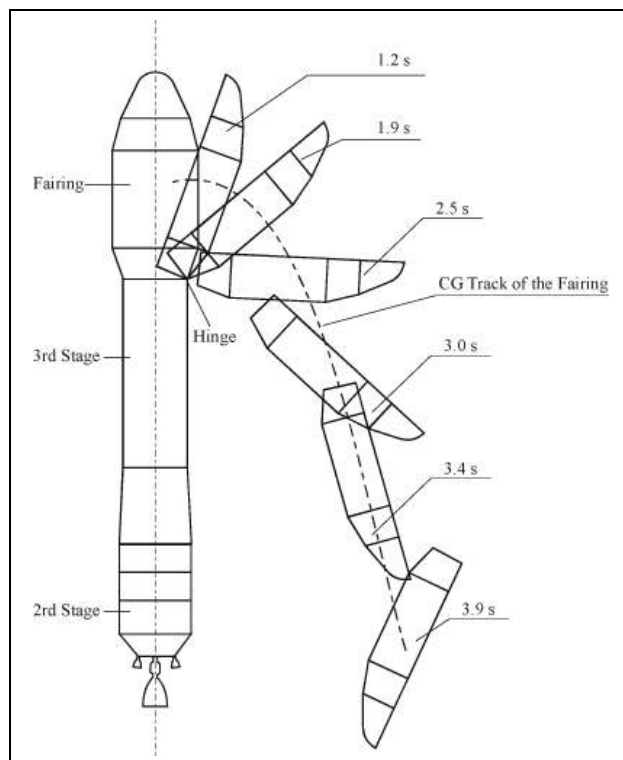


Em cima: Mecanismo de separação da carenagem.
Em baixo: Distribuição dos parafusos explosivos de separação lateral.



Podem ser proporcionadas portas de acesso à secção cilíndrica para permitir um acesso limitado ao satélite após a colocação da carenagem. Algumas áreas da carenagem não podem ser seleccionadas para a localização das janelas de radiofrequência RF.

O mecanismo de separação da carenagem é composto por dobradiças e molas. Cada metade da carenagem é suportada por duas dobradiças que se localizam no quadrante I e III. Existem seis molas de separação colocadas em cada metade da carenagem; o máximo de força exercida por cada mola é de 37,8 kN. Após a abertura da carenagem, cada metade roda em torno de uma dobradiça. Quando a taxa de rotação da metade da carenagem é superior a 18°/s, a carenagem é ejectada. O processo cinemático é exemplificado na figura em baixo.

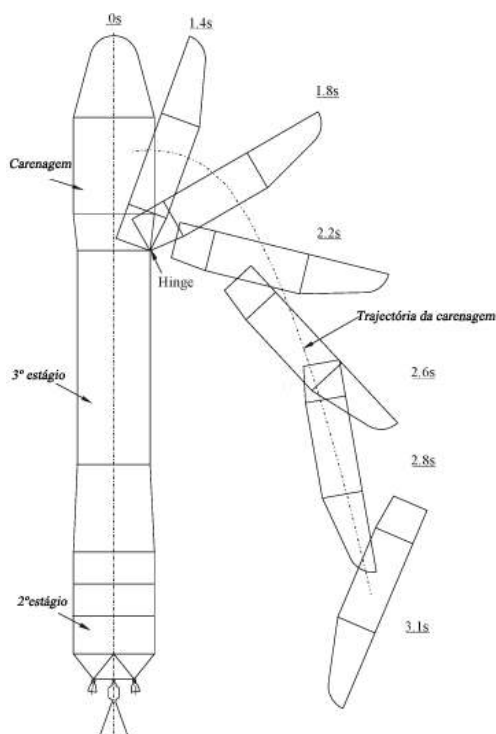


Podem ser incorporadas na secção bicónica da carenagem e na secção cilíndrica janelas transparentes às radiofrequências RF para fornecer ao satélite a capacidade de transmissão através da carenagem de acordo com as necessidades do utilizador. As janelas transparentes RF são fabricadas em fibra de vidro na qual a taxa de transparência é indicada na tabela em baixo.

Frequencia (GHz)	Perda (dB)	Taxa Transparência
0,4	-0,25	0,94
4	-0,47	0,89
8	-0,52	0,88
10	-1,63	0,68
13	-1,4	0,72
15	-2,73	0,53
17	-4,11	0,38

O Complexo de Lançamento

O complexo de lançamento para o foguetão Chang Zheng-3C no Centro de Lançamento de Satélites em Xichang, inclui as plataformas de lançamento, torres de serviço, torres umbilical, centro de controlo de lançamento, sistemas de abastecimento, sistemas de fornecimento de gás, sistemas de fornecimento de energia, torres de protecção contra relâmpagos, etc.



Processo dinâmico de separação da carenagem

Em cima o processo dinâmico de separação da carenagem de protecção no foguetão CZ-3A Chang Zheng-3A.

abastecimento criogénico. O abastecimento do lançador é levado a cabo através das condutas criogénicas. As torres umbilicais também estão equipadas com sistemas de ar condicionado para a carga e carenagem, um sistema RF, sistemas de comunicações, plataformas rotativas, sistemas de extinção de incêndios, etc. Os cabos de fornecimento de energia são conectados ao satélite e ao lançador através destas torres umbilicais. As condutas do ar condicionado são ligadas à carenagem também através desta torre para fornecer ar limpo. A limpeza do ar condicionado é de Classe 100.000 e a temperatura encontra-se entre os 15°C e os 25°C, com uma humidade entre 35% e 55%.

A Sala 722 das torres umbilicais é exclusivamente preparada para a carga. A sua área é de 8m² e no seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz/50Hz UPS (Fase 120V/220V/15A). A resistência é menos de 1Ω.

As torres de serviço são compostas pelas torres do guindaste, equipamento movível, plataformas, elevadores, sistema de distribuição e fornecimento de energia, condutas de abastecimento para armazenamento do propelente, detectores de incêndio e extintores.

As torres têm uma altura de 90,60 metros. No topo das torres existem dois guindastes. A altura de levantamento efectiva é de 85 metros. A capacidade de carga é de 20.000 kg (guincho principal) e 10.000 kg (guincho suplente). Existem dois elevadores (com uma capacidade de 2.000 kg) para a elevação de pessoal e equipamentos. As torres têm plataformas para operações de verificação e operações de teste do foguetão lançador e da sua carga.

A parte superior das torres é uma área limpa com ambiente controlado. O nível de limpeza é de Classe 100.000 e as temperaturas na área de operação do satélite encontram-se entre os 15 °C e os 25 °C. A acoplagem entre a carga e o veículo lançador, teste do satélite, encapsulamento da carenagem e outras actividades são levadas a cabo nesta área. Um guindaste superior telescópico está equipado para levar a cabo estas operações. Este guindaste pode rodar num ângulo de 180° e a sua capacidade é de 8.000 kg.

Nas torres de serviço, a Sala 812 é exclusivamente preparada para a carga. No seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz UPS (Fase 120V, 5kW). A resistência é menos de 1Ω. A área desta sala é de 8 m².

Para além de um sistema de hidratação, as torres de serviço estão também equipadas com pó extintor e extintores 1211.

As torres umbilicais servem para fornecer ligações eléctricas, condutas de gás, condutas líquidas, bem como as ligações para o satélite e para o foguetão lançador. As torres têm um sistema de braço amovível, plataformas e condutas de



Esquema do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de satélites de Xichang.

Centro de Controlo de Lançamento

O Centro de Controlo de Lançamento (CCL) é uma estrutura em fortim capaz de resistir a uma explosão violenta. As operações levadas a cabo na torre (tais como testes antes do lançamento, abastecimento, operações de lançamento) do foguetão lançador são controladas desde o CCL. O controlo de lançamento do satélite também pode ser levado a cabo no CCL. A sua área de construção é de 1.000 m².



O CCL inclui as salas de teste do veículo lançador, salas de teste dos satélites, sala de controlo de abastecimento, sala de controlo de lançamento, sala de informação para o director de missão, sistema de ar condicionado, passagens de evacuação, etc. Todo o CCL recebe ar condicionado.

Existem duas salas para o teste dos satélites e cada uma tem uma área de 48,6 m². A temperatura no interior das salas é de 20°C com variação máxima e mínima de 5°C. A humidade relativa é de 75%. Em cada sala existem painéis de distribuição de energia 380V/220V, 50Hz e 120V/220V, 60Hz. A resistência é menos de 1Ω. O satélite é conectado com o equipamento de controlo no interior da sala de teste através de cabos umbilicais.

Estão disponíveis no interior das salas sistemas de telefone e de monitorização, bem como na torre e nos restantes locais.

Centro de Controlo e Comando da Missão

O Centro de Controlo e Comando da Missão (CCCM) está localizado a 7 km do local de lançamento. Todo o edifício inclui duas partes: uma é a zona de comando e controlo e a outra é a zona de computação. A zona de comando e controlo consiste em duas áreas: a área de comando e a área de segurança. Em torno da primeira zona encontram-se salas de operação e escritórios. Existem uma sala de visitas no segundo andar e os visitantes podem observar o lançamento em ecrãs de televisão. Existem sistemas de televisão por cabo para os visitantes.

O CCCM tem como funções comandar todas as operações das estações de rastreio e monitorizar a performance e estado do equipamento, levar a cabo o controlo de segurança após o lançamento, obter informações sobre os parâmetros de localização do lançador a partir de estações e processar estes dados em tempo real, fornecer a aquisição e obter dados para as estações de rastreio e para o Centro de Controlo de Satélites em Xi'an, fornecer informações à equipa de controlo e levar a cabo o processamento de dados após a missão.

O CCCM possui um sistema de computadores a funcionar em tempo real; um sistema de comando e controlo; levar a cabo a monitorização e fornecimento de controlo, computadores sistemas de conversão D/A e A/D, sistemas de televisão, sistemas de gravação de dados e sistemas de telecomando; sistemas de comunicação, sistemas de temporização e transmissão de dados, e equipamento de impressão e revelação de filme.

Centro de Controlo, Telemetria e Detecção

O Centro de Controlo, Telemetria e Detecção (CCTD) do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang e o CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an, formam uma rede de Controlo, Telemetria e Detecção para cada missão. O CCTD do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang consiste na estação de rastreio de Xichang, na estação de rastreio de Yibin e na estação de rastreio de Guiyang. O CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an consiste na estação de rastreio de Weinan, na estação de rastreio de Xiamen e nos navios de instrumentação. O Centro de rastreio de Xichang inclui equipamentos ópticos, radar, telemetria e telecomando. É responsável pela medição e processamento dos dados de voo do foguetão lançador e também pelo controlo da zona de segurança. Os dados recebidos e gravados pelo sistema do CCTD são utilizados para o processamento e análise após a missão.

As principais funções do CCTD são o registo dos dados iniciais de voo em tempo real, medição da trajectória do veículo lançador; recepção, gravação, transmissão e processamento dos dados e telemetria do foguetão lançador e do satélite; tomar decisões relativas à segurança; e computar o estado de separação entre o satélite e o lançador e respectivos parâmetros de injeção. Após o lançamento o foguetão é imediatamente seguido pelo equipamento óptico, de telemetria e por radares em torno do local de lançamento. Os dados recebidos são enviados para CCCM. Estes dados serão inicialmente processados e enviados para as estações respectivas. Os computadores das estações recebem estes dados e levam a cabo a conversão de coordenadas, utilizando esses dados como dados para orientar o sistema do CCTD para obter e seguir o alvo.

Após a detecção do alvo, os dados medidos são enviados para os computadores na estação e para o CCCM para serem processados. Estes dados processados são utilizados para o controlo da segurança do voo. Os resultados das computações são enviados para o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang e para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an em tempo real através de linhas de transmissão de dados. Em caso de falha durante as fases de voo do primeiro ou segundo estágio, o oficial de segurança tomará uma decisão tendo por base os critérios de segurança. A injeção orbital da carga é detectada pelos navios de rastreio e enviada para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an. Os resultados são enviados para o CCCM de Xichang para processamento e monitorização.

Rokot orbita quatro satélites

Adiado desde o segundo trimestre de 2011, este lançamento viu o regresso ao activo do foguetão Rokot, tendo colocado em órbita quatro satélites. O lançamento teve lugar às 0135:33,981UTC do dia 28 de Julho de 2012.

O foguetão 14A05 Rokot/Briz-KM

Características gerais e descrição

O foguetão 14A05 Rokot/Briz-KM é um lançador russo a três estágios de propulsão líquida totalmente operacional que é comercialmente disponibilizado pela empresa *Eurockot Launch Services* para lançamentos para a órbita terrestre baixa. A *Eurockot Launch Services* é uma empresa germano-russa que foi especificamente formada para oferecer comercialmente o foguetão Rokot/Briz-KM.

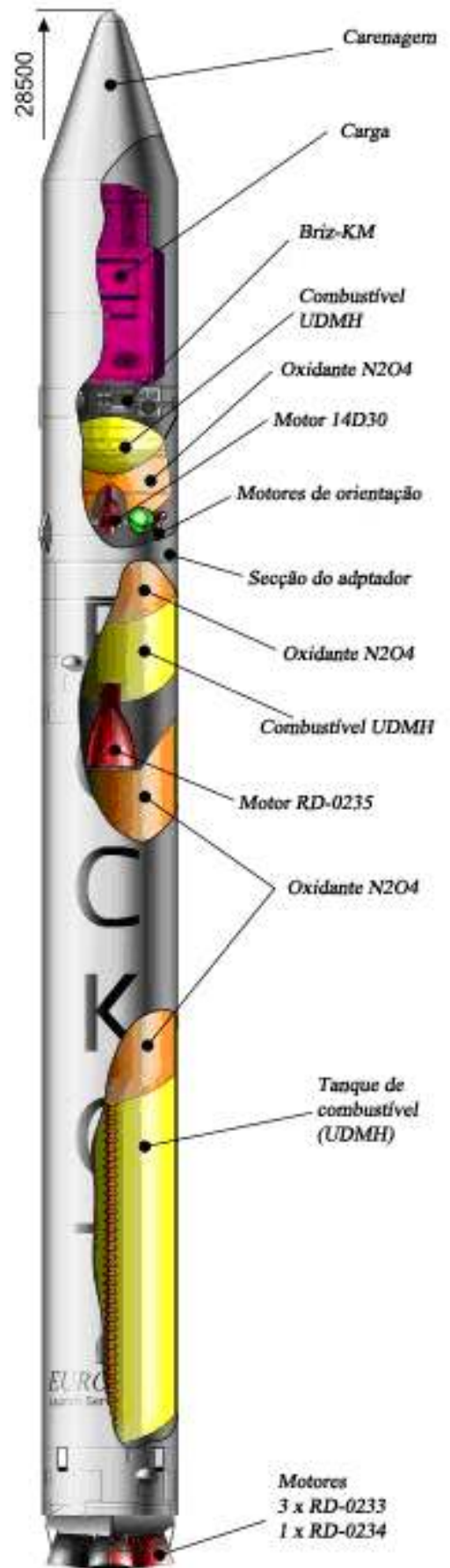
Este foguetão utiliza como os seus dois primeiros estágios o míssil balístico intercontinental RS-18 (SS-19 Stiletto). O RS-18, que foi originalmente desenvolvido como o míssil UR-100N, foi desenhado entre 1964 e 1975. Mais de 360 RS-18 foram fabricados durante os anos 70 e 80. O RS-18 fornece assim os dois primeiros estágios, sendo o Briz-KM o terceiro estágio deste lançador. Este estágio está equipado com um motor capaz de múltiplas queimas e consome propelentes líquidos.

O foguetão Rokot disponibilizado pela *Eurockot* é a versão comercial do lançador Rokot básico que foi lançado três vezes desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur. A versão comercial, o lançador Rokot com o estágio superior Briz-KM, é a única versão disponibilizada pela *Eurockot*.

A unidade propulsora que fornece os dois primeiros estágios para o foguetão Rokot provém dos mísseis RS-18 existentes e são acomodados dentro dos sistemas de transporte / armazenamento existentes. O terceiro estágio que fornece a capacidade orbital contém um sistema de controlo / orientação moderno e autónomo que controla os três estágios. Capacidade de múltiplas ignições por parte do terceiro estágio permite a implementação de vários esquemas de injeção de cargas.

Especificamente, o foguetão Rokot é composto por: a) uma unidade de propulsão RS-18 (fornecendo o primeiro e o segundo estágio); b) um sistema compósito superior.

O sistema compósito superior é composto por: a) o estágio superior Briz-M; b) a carenagem; c) adaptador de carga ou sistema de carga múltipla; d) o veículo espacial.



Características	
Massa no lançamento	107.000 kg
Número de estágios	3
Combustível	N ₂ O ₄ / UDMH para os três estágios
Comprimento	29,15 m
Diâmetro externo	2,50 m (Carenagem = 2,5 x 2,62 m)
Carga máxima	1.950 kg para uma órbita a 200 km inclinada 63°

O lançamento ocorre a partir do sistema de transporte / armazenamento erecto sobre o solo (os lançamentos a partir de silos são levados a cabo desde o mesmo contentor). O lançador encontra-se fisicamente apoiado num anel no fundo do contentor de lançamento. A ligação umbilical entre o lançador e o contentor de lançamento é separado mecanicamente no lançamento. Durante o lançamento, o foguetão é orientado por dois carris de guia no interior do contentor de lançamento. O contentor é utilizado uma única vez. O contentor protege a plataforma de lançamento dos escapes e chamas provenientes do motor, e garante que a temperatura correcta e níveis de humidade são mantidos dentro dos limites durante o armazenamento e operações.

O primeiro estágio

O primeiro estágio do foguetão Rokot tem um diâmetro externo de 2,5 metros e um comprimento de 17,2 metros. O corpo principal do estágio contém os tanques de N_2O_4 e UDMH separados por um anteparo comum. A pressurização dos tanques é conseguida ao se utilizar um sistema de gás quente. O sistema de propulsão é composto por quatro motores em suspensão cardan, de ciclo fechado e alimentados por turbo-bombas com a designação RD-0233/RD-0234. O primeiro estágio contém quatro retro-motores sólidos para a separação entre o primeiro e segundo estágios.

Motor Principal	RD-0233/RD-0234
Combustível	N2O4 / UDMH
Força ao nível do mar	1.870 kN (cada motor 470 kN)
Força no vácuo	2.070 kN (cada motor 520 kN)
Impulso específico ao nível do mar	285 s
Impulso específico no vácuo	310 s
Tempo de queima	121 s

separação ‘a quente’ devido ao facto de que os motores vernier são accionados mesmo antes da separação. Os gases da exaustão são divergidos por escotilhas especiais no primeiro estágio. Após a separação, o primeiro estágio é ‘travado’ por retro-foguetões, depois o motor do segundo estágio entra em ignição. Tal como o primeiro estágio, contém um anteparo comum e um sistema de

Motor Principal	RD-0235
Combustível	N₂O₄ / UDMH
Força no vácuo	240 kN
Impulso específico no vácuo	320 s
Tempo de queima	183 s

Motores Vernier	RD-0236
Combustível	N₂O₄ / UDMH
Força no vácuo (Total)	15,76 kN
Impulso específico no vácuo	293 s
Tempo de queima	200 s

estágio é composto por três compartimentos principais que incluem o compartimento de propulsão, o compartimento de equipamentos (hermeticamente selado) e o compartimento interestágio. De forma a acomodar que satélites de maiores dimensões sejam acomodados e para reduzir as cargas dinâmicas, foram introduzidas alterações estruturais ao estágio Briz-K. A estrutura da secção de equipamento do estágio Briz-K original foi alargada e aplanada ao se fazer uma redistribuição do equipamento de controlo.

O novo compartimento de equipamento pode também actuar como um sistema de carga múltipla permitindo assim que vários satélites sejam colocados em órbita no mesmo lançamento. Adicionalmente, o compartimento foi reforçado com a introdução de novas paredes de reforço para proporcionar uma rigidez estrutural adequada. Além disso, o estágio superior Briz-KM já não se encontra fixo ao lançador na sua base mas encontra-se suspenso no interior do compartimento de transição alongado. Este compartimento é uma estrutura de suporte que fornece uma interface mecânica na unidade de propulsão e acomoda o sistema de separação do Briz-KM.

Consequentemente, a carenagem está agora fixada directamente ao compartimento de equipamento. Podem assim ser acomodadas uma grande variedade de configurações de carga, variando de lançamentos de um único satélite a vários veículos, posicionados num único nível ou em dois ou mais níveis.

O segundo estágio

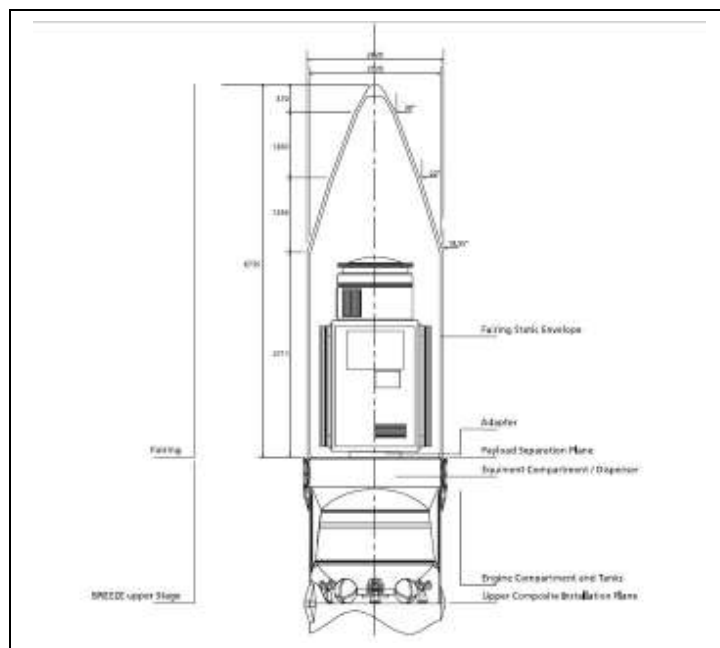
O segundo estágio do foguetão Rokot tem um diâmetro externo de 2,5 metros e um comprimento de 3,9 metros. Contém um motor fixo de ciclo fechado alimentado a turbo-bomba designado RD-0235 e motores vernier RD-0236 para controlo direccional. A separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma os mesmo antes da separação. Os gases da exaustão são primeiro estágio é ‘travado’ por retro-foguetões, depois ágio, contém um anteparo comum e um sistema de pressurização a gás quente. Cada motor RD-0236 contém uma turbo-bomba e quão câmaras de combustão (cada uma pode ser direccionada numa direcção)

O sistema compósito superior

A figura em baixo mostra o sistema composto superior do foguetão 15A35 Rokot que consiste no estágio Briz-M, carenagem, adaptador de carga e veículo espacial.

O terceiro estágio Briz-M

O estágio Briz-M que foi adotado como a versão standard do terceiro estágio para a versão comercial do foguetão Rokot, deriva do estágio original Briz-M utilizado durante os três primeiros voos do Rokot. O



O compartimento de equipamento do Briz-KM contém:

- Um sistema de telemetria incluindo transmissores e antenas. O Briz-KM também contém gravadores para uma capacidade de arquivo e transmissão de telemetria.
- Sistemas de orientação, navegação e controlo para todos os estágios de voo e manobras antes e após a separação da carga. Contém um sistema de orientação inercial baseado numa giro-plataforma de três eixos num computador de bordo. O Sistema de Controlo possui três canais independentes com votação por maioria e é totalmente autónomo em relação em controlo no solo.
- Sistema de detecção com antenas de recepção / transmissão.

O Briz-KM pode também ser equipado com até três baterias Ag/Zn que podem fornecer tanto o Briz-KM como os sistemas das cargas. O compartimento de propulsão consiste no compartimento de combustível e motores de propulsão incluindo o equipamento associado.

O compartimento de propulsão do Briz-KM incluindo os tanques de combustível e os sistemas de propulsão foi obtido sem qualquer alteração a partir da configuração do Briz-K. Os tanques de combustível consistem num tanque de combustível de baixa pressão (UDMH) e um tanque de oxidante (N_2O_4) separados por um anteparo comum. O tanque inferior de oxidante rodeia do motor principal de 20 kN. Cada tanque contém equipamento tal como deflectores, condutas de alimentação e dispositivos de controlo de ulagem para facilitar as reignições do motor principal durante as fases de imponderabilidade.

Os sistemas de propulsão do Briz-KM incluem um motor principal, motores vernier e de controlo de atitude que estão localizados na base do compartimento de propulsão juntamente com condutas de alimentação e tanques esféricos de azoto. Os 12 motores de controlo de atitude de 16 N controlam as manobras do Briz-KM. Os quatro motores vernier de 400 N que estão localizados na base do Briz-KM são utilizados para a colocação do propolente antes da reignição do estágio e para manobras orbitais. O motor principal de 20 kN fornece o maior impulso para se atingir a órbita final. As características e extensa herança de voo de todos estes motores estão assinaladas nas duas tabelas ao lado.

Sem combustível o estágio Briz-KM tem uma massa de 1.600 kg. A massa total do oxidante (N_2O_4) é de 3.300 kg, enquanto que a massa de combustível (UDMH) é de 1.665 kg.

Tipo	Alimentação de turbo-bomba em ciclo fechado
Força no vácuo	20 kN
Força no vácuo (Total)	15,76 kN
Impulso específico no vácuo	325,5 s
Número máximo de reignições	até 8
Impulso total disponível	2×10^7 s
Impulso mínimo	25.000 Ns
Tempo máximo de queima	1.000 s
Tempo mínimo de queima	1 s
Anteriores missões	Fobos-1, Fobos-2 e Mars-91

Tipo	Alimentação bipropolente
Força (cada)	400 N
Impulso total disponível	141.120 Ns
Impulso mínimo	40 Ns
Modo de operação	Impulso ou estado estacionário
Anteriores missões	Polyus, Kvant-2, Krystal, Spektr, Priroda, FGB

A carenagem

A carenagem utilizada no Rokot foi especialmente desenhada para a versão comercial do lançador e tem por base a tecnologia utilizada noutros programas da empresa *Khrunichev*.

A carenagem é montada no topo da secção de equipamento do terceiro estágio. A separação da carenagem e a sua ejeção são conseguidas através de mecanismos de separação que seguram as suas duas metades ao longo de uma linha vertical através de um sistema pirotécnico localizado no nariz da carenagem. Imediatamente após este evento, vários piro-parafusos na linha de separação horizontal da carenagem são accionados e as duas metades são então libertadas para serem separadas por meio de molas. As duas metades rodam em ganchos localizados nas bases e são subsequentemente ejectadas.

O desenho conceptual é baseado no desenho da carenagem utilizada nos foguetões 8K82KM Proton-M comerciais. A carenagem é fabricada a partir de uma fina camada de compósito de fibra de carbono com uma estrutura em favos de mel em alumínio.

A *Khrunichev* tem vindo a utilizar a fibra de carbono para as carenagens desde 1985. São especialmente úteis para a absorção de ruído acústico.

O sistema de separação da carenagem tem uma excelente herança no seu desenho. Os seus mecanismos têm sido extensivamente testados no solo e utilizados em vários programas.

O contentor de transporte e lançamento

O contentor de transporte e lançamento (CTL) fornece as seguintes funções:

- Armazenamento da unidade de propulsão em condições climáticas controláveis;
- Transporte da unidade de propulsão (primeiro e segundo estágio);
- Ereccção do lançador na plataforma de lançamento;
- Preparação pré-lançamento do lançador e protecção ambiental;
- Lançamento,

O CTL consiste de:

- Um contentor cilíndrico;
- Uma extensão para o terceiro estágio / carga;
- Guias internos;
- Sistemas para abastecimento, pressurização; controlo térmico e apoio eléctrico.

Qualificação do Rokot e historial de voo

O sistema de lançamento Rokot tem a longa história de voos com um registo excelente. Para manter esse registo impressionante, que inclui um registo de 80 lançamentos desde 1983 sem qualquer falha para o lançador Rokot (RS18), a *Eurockot* manteve propositadamente o maior número possível de características na sua versão comercial em relação à versão militar.

A versão original, o Rokot-K (com o estágio Briz-K) foi lançada com sucesso três vezes a partir de um silo desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur. No entanto, esta versão não podia servir o mercado anunciado pela *Eurockot* para as inclinações altas ou polares. Além do mais, a configuração do Rokot-K não permitia o lançamento de grandes cargas para orbitas terrestres baixas.

Assim, para proporcionar operações comerciais do lançador Rokot para o mercado referido, a **Eurockot** procedeu a modificações ao lançador Rokot-K e abriu uma nova base de lançamento no Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Para manter a herança do Rokot-K e do RS-18 lançado desde silos e de contentores móveis, é utilizado um sistema idêntico para lançamentos acima do solo em Plesetsk. De forma similar, não se procederam a grandes modificações nos sistemas aviónicos / controlo para o sistema Rokot/Briz-KM. Somente foram levadas a cabo alterações estruturais ao sistema compósito superior. Todas as modificações foram submetidas a um extensivo programa de qualificação antes dos primeiros lançamentos.

Os primeiros lançamentos do Rokot tiveram lugar com a configuração Rokot-K e foram lançados com uma pequena carenagem desde um silo no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Os dois primeiros lançamentos tiveram lugar a 20 de Novembro de 1990 e 20 de Dezembro de 1991. Durante estes voos foram levadas a cabo experiências geofísicas. Nestes voos, após o final da queima dos dois estágios, foi levada a cabo com sucesso a separação do estágio superior Briz, realizando-se um voo suborbital controlado e estabilizado, atingindo-se uma altitude máxima de 900 km a uma inclinação de 65°. Foi nesta fase do voo que foram levadas a cabo as experiências.

Várias reignições do motor principal do estágio superior foram levadas a cabo nestes voos. Os primeiros lançamentos permitiram o ensaio da eficiência de todos os sistemas e equipamentos do veículo de lançamento, estimando-se a performance da dinâmica do estágio superior em condições de ausência de peso durante as múltiplas reignições da unidade de propulsão, e procedeu-se à aquisição de dados a nível de choques, cargas vibracionais e acústicas.

O terceiro lançamento do Rokot foi levado a cabo com sucesso a 26 de Dezembro de 1994. Em resultado deste lançamento o satélite de radioamador Rádio-ROSTO com uma massa de cerca de 100 kg foi colocado numa órbita circular baixa com uma altitude de 1.900 km e uma inclinação de 65°. Várias reignições do estágio superior também foram levadas a cabo neste voo.

Os cinco lançamentos seguintes foram levados a cabo sob os auspícios da *Eurockot*, usando a versão comercial Rokot/Briz-KM e foram todos bem sucedidos. Os lançamentos foram levados a cabo desde a plataforma da Eurockot em Plesetsk. O primeiro lançamento a ser levado a cabo sob a gestão da Eurockot foi o *Commercial Demonstration Flight* (CDF) que colocou em órbita dois satélites simulados, o SIMSAT-1 e o SIMSAT-2.

Esta missão CDF permitiu que a *Eurockot* atingisse os seguintes objectivos:

- Alcance da prontidão operacional das operações comerciais em Plesetsk;
- Verificação em voo da configuração Rokot/Briz-KM;
- Injecção orbital de dois satélites simulados (SIMSAT-1 e SIMSAT-2) numa órbita com uma altitude de 547 km e uma inclinação de 86,4°;

- Teste e verificação das instalações técnicas, plataforma de lançamento, sistema de abastecimento, operações, equipamento de suporte eléctrico no solo, e sistema de medição de dados, registo e processamento;
- Medição e avaliação do ambiente da carga durante o voo e confirmação dos dados existentes no Guia do Usuário;
- Demonstração da fiabilidade inerente dos sistemas do veículo lançador Rokot.

O quadro seguinte mostra os lançamentos levados a cabo até à data pelo foguetão Rokot/Briz-KM.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Veículo	Carga
2005-032	26-Ago-05	18:34:41,200	6307823115/72507	Monitor-E (28822 2005-032A)
2005-F03	8-Out-05	15:02:14,145	4925882030/72508	CryoSat-1 (Earth Explorer-1)
2006-031	28-Jul-06	07:05:43,043	4925882032/72504	KOMPSat-2 'Arirang-2' (29268 2006-031A)
2008-025	23-Mai-08	18:20:09,000	5113922114/72509	Yubileyniy (32953 2008-025A) Cosmos 2437 (32954 2008-025B) Cosmos 2438 (32955 2008-025C) Cosmos 2439 (32956 2008-025D)
2009-013	17-Mar-09	14:21:13,776	???	GOCE (34602 2009-013A)
2009-036	6-Jul-09	01:26:34,00	4921791573/72510	Cosmos 2451 (35498 2009-036A) Cosmos 2452 (35499 2009-036B) Cosmos 2453 (35500 2009-036C)
2009-059	2-Nov-09	01:50:51,014	4925882033/72513	SMOS (36036 2009-059A) PROBA-2 (36037 2009-059B)
2010-023	2-Jun-10	01:59:15	5111992007II/72516	SERVIS-2 (36588 2010-023A)
2010-043	8-Sep-10	03:30:18	6309793567/72514	Gonets-M n.º 12L (37152 2010-043A) Cosmos 2467 (37153 2010-043B) Cosmos 2468 (37154 2010-043C)
2011-005	1-Fev-11	14:00:14	6309793568/72517	Cosmos 2470 'GEO-IK-2 n.º 11L' (37362 2011-005A) Cosmos 2481 (38733 2012-041A)
2012-041	28-Jul-12	01:35:33,981	4926391835/72515	Gonets-M n.º 13L (38734 2012-041B) Gonets-M n.º 14L (38735 2012-041C) MiR (38736 2012-041D)

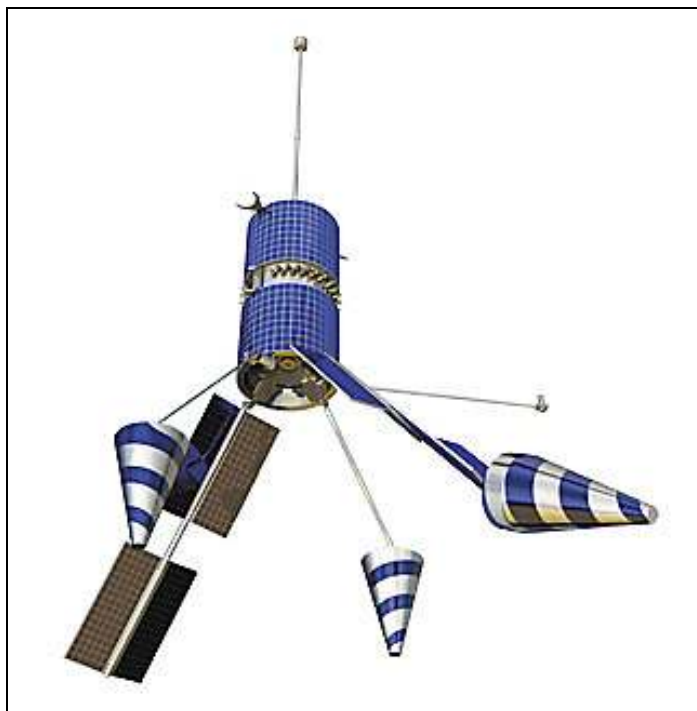
Revalidação dos mísseis RS-18 utilizados pela Eurockot

As unidades de propulsão RS-18 utilizadas pela *Eurockot* para o foguetão lançador Rokot são mísseis balísticos intercontinentais que foram atribuídos para a *Eurockot* pelo governo russo. Os RS-18 recebidos pela *Khrunichev* são submetidos a um programa de revalidação antes de serem utilizados como lançador espaciais. De forma geral este procedimento envolve:

- Após a retirada do combustível, os RS-18 são removidos dos seus silos para armazenamento;
- Os RS-18 são armazenados em condições climática controladas num estado inactivo no interior dos seus contentores de transporte até ao início dos preparativos para o lançamento (a atmosfera no interior dos contentores é climaticamente controlada utilizando-se azoto seco);
- Verificações constantes de controlo de qualidade dos RS-18 através de programas regulares de testes que envolve a sujeição de partes a testes de voo, testes dos motores «a quente» e análise física destrutiva incluindo testes metalúrgicos, bem como testes funcionais das unidades de propulsão armazenadas.

Os satélites Gonets-M, Strela-3 e MiR

Sendo uma versão melhorada dos satélites Gonets, o satélite Gonets-M, fabricado pela *Reshetnev* (antiga *NPO Prikladnoi Mekhaniki* (NPO PM)) e com uma massa de 280 kg no lançamento, é a versão civil dos satélites 17F13 Strela-3 que são satélites de



comunicações militares com a capacidade de gravar transmissões recebidas e de as retransmitir para qualquer estação de recepção localizada por debaixo da sua órbita. Estes satélites são operados na constelação Gonets-D1M. O sistema Gonets está disponível para apoiar as organizações internacionais de saúde permitindo-lhes serviços de comunicações globais para a transferência de dados médicos e outros registos para locais remotos.

Os satélites operacionais são colocados em constelações de doze satélites localizados em dois planos orbitais (seis satélites por plano) entre 1996 e 1998. Cada satélite está equipado com um único canal simultâneo terra-satélite e satélite-terra. A bordo faz-se o armazenamento de 12 Mbytes de dados com um fluxo de transmissão de 2,4 kbit/s. O controlo de atitude do satélite é conseguido através da estabilização por gradiente de gravidade. O satélite é alimentado por um sistema de fornecimento de energia através de células solares e baterias de níquel – hidrogénio, fornecendo 40 W de energia para a instrumentação que é desenhada com um tempo de vida útil de dois anos.

Na sua variante comercial os satélites (Gonets) são capazes de armazenar e transmitir informações em 2 a 3 canais nas bandas de 2.004 MHz a 400 MHz com uma potência de 10 W. Os fluxos de transmissão disponíveis incluem os 2,4 kbit/s, 9,6 kbit/s e 64 kbit/s com uma capacidade de armazenamento a bordo de

8Mbytes. O terminal portátil é semelhante a um telemóvel e pesa entre os 1 kg e os 3 kg. Os satélites Gonets encontravam-se em órbitas com uma altitude média de 1.350 km com uma inclinação de 82,5°, similares aos satélites Strela-3, mas distribuídos em seis planos orbitais com um número total de 36 veículos. A infra-estrutura garante um tempo médio de comunicação de 20 minutos com uma probabilidade de mais de 80%.

O primeiro satélite Gonets-M foi colocado em órbita a 21 de Dezembro de 2005⁸ por um foguetão 11K65M Kosmos-3M.

Os satélites 17F13 Strela-3, também construídos pela *Reshetnev*, consistem na segunda geração de satélite de comunicações estratégicas militares cujo desenvolvimento foi iniciado em 1973 para substituir os satélites 11F625 Strela-1M e 11F610 Strela-2M. Mais pesados do que os satélites Strela-1M, os Strela-3 eram inicialmente lançados em conjuntos de seis veículos por foguetões 11K68 Tsyklon-3. Uma constelação operacional consiste em doze satélites em dois planos orbitais distanciados 90°. Com uma forma cilíndrica tendo uma massa de 225 kg, uma altura de 1,50 metros e diâmetro de 1,00 metros, os satélites são estabilizados por gradiente de gravidade que consiste num mastro que se coloca em posição em órbita para assim proporcionar uma estabilização passiva. Cada satélite está equipado com um único canal simultâneo terra-satélite e satélite-terra. A bordo faz-se o armazenamento de 12 Mbytes de dados com um fluxo de transmissão de 2,4 kbit/s. A empresa NII-TP era responsável pela carga de comunicações a bordo.

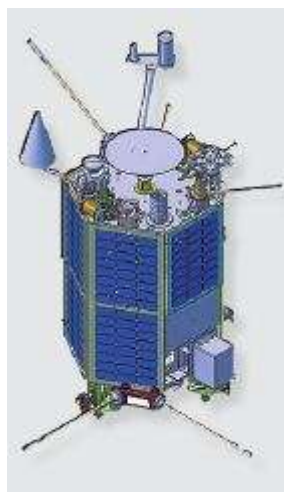
Os primeiros satélites foram colocados em órbita a 15 de Janeiro de 1985⁹ e o sistema foi aceite para serviço militar em 1990. Em 1992 os Strela-3 substituíam os satélites Strela-1M e em 1994 substituíam os satélites Strela-2M. Devido à retirada de serviço dos foguetões 11K68 Tsyklon-3, os satélites Strela-3 começaram a ser colocados em órbita por foguetões 11K65M Kosmos-3M a partir de 2002, lançando dois satélites em cada missão. A partir de 2008 começaram a ser utilizados foguetões Rokot/Briz-KM.

Os satélites Rodnik, também construídos pela *Reshetnev*, constituem versões melhoradas dos satélites Strela-3. Os satélites Rodnik surgem como um melhoramento dos satélites 17F13 Strela-3 que representam a segunda geração de satélites militares de comunicações e que foram inicialmente desenvolvidos para o GRU (*Glavnoye Razvedovatelnoye Upravlenie*), o directorado de inteligência militar das forças militares soviéticas. Os satélites recebem as comunicações por parte do emissor no solo, gravam a informação a bordo e transmitem essa informação quando passam sobre o receptor.

⁸ O lançamento teve lugar às 1934:20,320UTC e foi levado a cabo pelo foguetão 11K65M Kosmos-3M (53727232) desde o Complexo de Lançamento LC132/1 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, sendo também colocado em órbita o satélite Cosmos 2416 do tipo Rodnik.

⁹ O lançamento teve lugar às 1452UTC e foi levado a cabo por um foguetão 11K68 Tsyklon-3 desde o Complexo de Lançamento LC32 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. A bordo seguiam os satélites Cosmos 1617 (Strela-3 n.º 1), Cosmos 1618 (Strela-3 n.º 2), Cosmos 1619, Cosmos 1620, Cosmos, 1621 e Cosmos 1622, sendo estes quatro últimos apenas modelos.

O pequeno satélite MiR 'Mikhail Reshetnev' (também designado Yubileiny-2) foi desenvolvido juntamente com o satélite Yubileiny-1 para comemorar o 50º aniversário do lançamento do satélite Sputnik-1. O MiR está equipado com dispositivos de comunicação para os radioamadores,



ao mesmo tempo que testa novos componentes de sistemas aviônicos para satélites. A bordo seguem também experiências tecnológicas desenvolvidas pelos estudantes da Universidade Estatal Aeroespacial da Sibéria, Krasnoyarsk, além de 20 novos componentes que serão avaliados em órbita. No lançamento o satélite tinha uma massa de 65 kg.

Lançamento

Originalmente previsto para ter lugar no segundo trimestre de 2011, o lançamento foi por várias vezes adiado devido a problemas técnicos e derivado a atrasos nos preparativos dos satélites. Em Fevereiro de 2011 o lançamento estava agendado para ter lugar a 26 de Maio mas acabaria por ser adiado sem data definida ainda nesse mês. Novas notícias sobre o lançamento só surgiriam em Maio de 2012 referindo que a missão teria lugar a 30 de Junho de 2012. No entanto, tal não iria acontecer devido a mais um adiamento que levaria o lançamento para 2 de Julho e posteriormente para 13 de Julho (0312UTC). Os problemas não se ficariam por aqui pois no final da primeira semana de Julho seria detectado um problema com o estágio Briz-KM (72515) que faria com que o lançamento fosse adiado por duas semanas. O problema estava relacionado com os cabos de fornecimento de energia a partir das baterias internas o que obrigou à sua substituição.



O lançamento seria posteriormente agendado para o dia 28 de Julho. O lançamento acabou por decorrer sem qualquer problema às 0135:33,981UTC do dia 28 de Julho e foi levado a cabo pelo foguetão 14A05 Rokot/Briz-KM (4926391835/72515) a partir do Complexo de Lançamento LC133/3 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk.

Não foram reveladas as diferentes fases do lançamento mas de forma geral a separação do primeiro estágio do lançador ocorre a T+2m 2,225s, com a carenagem de protecção a separar-se a T+2m 43,044s e o segundo estágio a separar-se a T+5m 4,995s. Após atingir a órbita terrestre, a primeira ignição do estágio Briz-KM terá acontecido logo de seguida. O estágio Briz-KM terá executado ainda três ignições posteriores.

Os satélites Gonets-M n.º 13L e Gonets-M n.º 15L juntaram-se num plano orbital ao satélite Gonets-M n.º 12L lançado anteriormente. Os satélites Gonets-M n.º 14L, Gonets-M n.º 16L e Gonets-M n.º 17L, serão lançados mais tarde e ficarão colocados num outro plano orbital.

A photograph of two small, orphaned raccoon babies huddled together on a weathered log stump. The raccoons have dark fur with characteristic light-colored masks around their eyes. They appear to be looking for their mother. The background is dark and out of focus, suggesting a forest floor.

These babies
miss their mother.
Is she on your back?

PLEASE, DON'T WEAR FUR!

PETA People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurlIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Junho e Julho de 2012. 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 Local	Des. Int.	NORAD	Designação Peso (kg)	Lançador
01 Jun.	0522:59	2012-030A	38356	Intelsat-19 5.600	Zenit-3SL/DM-SL (Zenit-2S No. SL33/32JI)
		Oc. Pacífico, Odyssey (35795 / 35779 / 0,05 / 1436,12)			
13 Jun.	1600:36	2012-031A	38358	NuSTAR 360	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M48) 'Dalton'
		Kwajalein (633 / 613 / 6,03 / 97,17)			
16 Jun.	1037:25	2012-032A	38461	SZ-9 Shenzhou-9 8.130	CZ-2F/G Chang Zheng-2F/G (Y9)
		Jiuquan, LC43 921 (355 / 334 / 42,78 / 91,43) – Regressou à Terra a 29 de Junho de 2012			
20 Jun.	1228	2012-033A	38466	USA-236 (NROL-38 'Drake')	Atlas-V/401 (AV-023)
		Cabo Canaveral AFS, SLC-41			
		Dados orbitais não revelados			
29 Jun.	1315	2012-034A	38528	USA-237 (NROL-15)	Delta-IV Heavy (D360)
		Cabo Canaveral AFS, SLC-37B			
		Dados orbitais não revelados			
05 Jul.	2136	2012-035A	38551	Jupiter-1/EchoStar-17	Ariane-5ECA (L563/VA207)
		CSG Kourou, ELA3 (35792 / 35782 / 0,01 / 1436,11)			
			38552	MSG-3	
		(35787 / 35786 / 1,73 / 1436,08)			
09 Jul.	1838:30	2012-036A	38652	SES-5	8K82KM Proton-M/Briz-M (93530/99531)
		Baikonur, LC81 PU-24 (35789 / 35785 / 0,08 / 1436,13)			
15 Jul.	0240:03	2012-037A	38671	Soyuz TMA-05M	11A511U-FG Soyuz-FG (J115000-042)
		Baikonur, LC1 PU-5 (427 / 406 / 51,65 / 92,9)			
21 Jul.	0206:18	2012-038A	38706	HTV-3 Kounotori-3	H-2B (F3)
		Tanegashima, Yoshinubo LP2 (427 / 406 / 51,65 / 92,9)			
				Raiko, We Wish, Niwaka (FITSat-1), F 1, TechEdSat	
22 Jul.	0641:39	2012-039A	38707	Kanopus-Vulkan-1 (Kanopus-V n.º 1L)	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (B15000-033/1019)
		Baikonur, LC31 PU-6 (506 / 502 / 97,49 / 94,7)			
			38708	BJA	
		(508 / 505 / 97,49 / 94,76)			
			38709	EV-1 exactView 1 (ADS-1B)	
		(821 / 806 / 98,94 / 101,16)			
			38710	TET-1 (TechnologieErprobungs-Trager)	
		(508 / 504 / 97,49 / 94,74)			
			38711	MKA-PN1 (Zond-PP)	
		(821 / 805 / 98,94 / 101,15)			
25 Jul.	1543:04	2012-040A	38730	TL-1 Tianlian-1 (03)	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y9)
		Xichang, LC2 (35801 / 35773 / 2,02 / 1436,11)			
28 Jul.	0135:34	2012-041A	38733	Cosmos 2481	Rokot/Briz-KM (4926391835/72515)
		GIK-1 Plesetsk, LC133/3 (1510 / 1483 / 82,48 / 115,91)			
			38734	Gonets-M n.º 13L	
		(1508 / 1480 / 82,48 / 115,86)			
			38735	MiR (Yubeleny-2; Mikhail Reshetnev)	
		(1508 / 1483 / 82,48 / 115,89)			
			38736	Gonets-M n.º 15L	
		(1509 / 1481 / 82,48 / 115,88)			

Outros Objectos Catalogados

A tabela indica os objectos catalogados em órbita no mês de Julho de 2012.

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
29 Junho	2012-034B	38529	2º estágio	Delta-IV Heavy (D360)	Cabo Canaveral AFB, SLC-37B
18 Maio	1967-048H	38530	(Destroço) Transit-16	Scout-A (S156C)	Vandenberg AFB, SLC-5
22 Maio	1971-046C	38531	(Destroço) Cosmos 422	11K65M Kosmos-3M (53727120)	NIIP-53 Plesetsk, LC132/1
11 Julho	1975-064E	38532	(Destroço) Meteor-2 (1)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
05 Abril	1977-024D	38533	(Destroço) Meteor-1 (27)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC??/?
31 Outubro	1979-095CB	38534	(Destroço) Meteor-2 (5)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
31 Outubro	1979-095CC	38535	(Destroço) Meteor-2 (5)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
28 Outubro	1983-109D	38536	(Destroço) Meteor-2 (10)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
28 Outubro	1983-109E	38537	(Destroço) Meteor-2 (10)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
28 Outubro	1983-109F	38538	(Destroço) Meteor-2 (10)	8A92M Vostok	NIIP-53 Plesetsk, LC16/2
30 Janeiro	1988-005AS	38539	(Destroço) Meteor-2 (17)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32/?
a (são catalogados 6 objectos resultantes da desintegração do satélite Meteor-2 (17))					
30 Janeiro	1988-005AX	38544	(Destroço) Meteor-2 (17)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32/?
28 Abril	2006-016E	38545	(Destroço)	Delta-2 7420-10C (D314)	Vandenberg AFB, SLC-2W
14 Maio	1991-032F	38546	(Destroço) NOAA-12	Atlas-E / Star-37S-ISS (50E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
14 Maio	1991-032G	38547	(Destroço) NOAA-12	Atlas-E / Star-37S-ISS (50E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
30 Julho	1992-047AU	38548	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM-2 (37601/63JI)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
04 Março	1968-014C	38549	(Destroço) OGO-5	SLV-3A Agena-D (5602/6503 AA26)	Cabo Canaveral, LC13
16 Junho	2012-032H	38550	SZ-9 Módulo Orbital	CZ-2F/G Chang Zheng-2F/G (Y9)	Jiuquan, LC43 921
05 Julho	2012-035C	38553	ESC-A (L563/VA207)	Ariane-5ECA (L563/VA207)	CSG Kourou, ELA3
05 Julho	2012-035D	38554	Sylda-5 n.º 51-B	Ariane-5ECA (L563/VA207)	CSG Kourou, ELA3
24 Junho	2002-032B	38555	(Destroço) NOAA-17	Titan-II SLV (23G-14)	Vandenberg AFB, SLC-4W
10 Janeiro	1989-001X	38556	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM-2 (35002/42JI)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
28 Fevereiro	2006-006CX	38557	(Destroço) Briz-M (88515)	8K82KM Proton-M/Breeze-M (53511/88515)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
a (são catalogados 8 objectos resultantes da desintegração do estágio superior Briz-M (88515))					
28 Fevereiro	2006-006DE	38564	(Destroço) Briz-M (88515)	8K82KM Proton-M/Briz-M (53511/88515)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
14 Março	2008-011L	38565	(Destroço) Briz-M (88525)	8K82KM Proton-M/Briz-M (53525/88525)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
a (são catalogados 86 objectos resultantes da desintegração do estágio superior Briz-M (88525))					
14 Março	2008-011DA	38651	(Destroço) Briz-M (88525)	8K82KM Proton-M/Briz-M (53525/88525)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
09 Julho	2012-036B	38653	Briz-M (99531)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93530/99531)	Baikonur LC81 PU-24
09 Julho	2012-036C	38654	Briz-M (99531) Tanque	8K82KM Proton-M/Briz-M (93530/99531)	Baikonur LC81 PU-24
30 Janeiro	1988-005AY	38655	(Destroço) Meteor-2 (17)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32/?
30 Janeiro	1988-005AZ	38656	(Destroço) Meteor-2 (17)	11K68 Tsyklon-3	NIIP-53 Plesetsk, LC32/?
15 Dezembro	2009-072E	38657	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y4)	Taiyuan, LC9
15 Dezembro	2009-072F	38658	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y4)	Taiyuan, LC9
15 Dezembro	2009-072G	38659	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y4)	Taiyuan, LC9

15 Dezembro	2009-072H	38660	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y4)	Taiyuan, LC9
29 Maio	2012-029C	38661	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y10)	Taiyuan, LC9
29 Maio	2012-029D	38662	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y10)	Taiyuan, LC9
29 Maio	2012-029E	38663	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y10)	Taiyuan, LC9
29 Maio	2012-029F	38664	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y10)	Taiyuan, LC9
23 Abril	1971-035E	38665	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53727116)	NIIP-53 Plesetsk, LC132/1
23 Abril	1971-035F	38666	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53727116)	NIIP-53 Plesetsk, LC132/1
11 Setembro	1974-071E	38667	(Destroço)	11K65M Kosmos-3M (53719151)	NIIP-53 Plesetsk, LC132/1
27 Junho	1979-058W	38668	(Destroço)	8K78M Molniya-M/L (76038512)	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
27 Junho	1979-058X	38669	(Destroço)	8K78M Molniya-M/L (76038512)	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
02 Fevereiro	2007-003AJ	38670	(Destroço)	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y12)	Xichang, LC2
15 Julho	2012-037B	38672	Blok-I	11A511U-FG Soyuz-FG (J15000-042)	Baikonur, LC1 PU-5
01 Fevereiro	1986-010H	38673	(Destroço)	CZ-3 Chang Zheng-3 (Y3)	Xichang, LC1
25 Setembro	2006-042D	38674	(Destroço)	Delta-2 7925-9,5 (D318)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
17 Novembro	2006-052D	38675	(Destroço)	Delta-2 7925-9,5 (D321)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
20 Dezembro	2007-062D	38676	(Destroço)	Delta-2 7925-9,5 (D331)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
15 Março	2008-012D	38677	(Destroço)	Delta-2 7925-9,5 (D332)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
24 Março	2009-014D	38678	(Destroço)	Delta-2 7925-9,5 (D340)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
30 Novembro	2009-067C	38679	(Destroço)	1K77M Zenit-2SB60.4 (1-2007/2 / 4L)	Baikonur, LC45 PU-1
08 Abril	1996-021E	38680	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM3 (39001/1L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
08 Abril	1996-021F	38681	(Destroço)	8K82K Proton-K/DM3 (39001/1L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23
06 Fevereiro	1979-009E	38682	(Destroço) Ayame-1	N-1 (N-5(F))	Tanegashima, O
06 Fevereiro	1979-009F	38683	(Destroço) Ayame-1	N-1 (N-5(F))	Tanegashima, O
22 Fevereiro	1980-018E	38684	(Destroço) Ayame-2	N-1 (N-6(F))	Tanegashima, O
22 Fevereiro	1980-018F	38685	(Destroço) Ayame-2	N-1 (N-6(F))	Tanegashima, O
07 Dezembro	1979-101V	38686	(Destroço) RCA Satcom-3	Delta-3914 (622/D150)	Cabo Canaveral, LC-17A
07 Dezembro	1979-101W	38687	(Destroço) RCA Satcom-3	Delta-3914 (622/D150)	Cabo Canaveral, LC-17A
07 Dezembro	1979-101X	38688	(Destroço) RCA Satcom-3	Delta-3914 (622/D150)	Cabo Canaveral, LC-17A
07 Dezembro	1979-101Y	38689	(Destroço) RCA Satcom-3	Delta-3914 (622/D150)	Cabo Canaveral, LC-17A
26 Setembro	1968-081Q	38690	(Destroço) Transtage	Titan-IIIC (3C-5)	Cabo Canaveral, LC-41
a					
26 Setembro	1968-081AF	38705	(Destroço) Transtage	Titan-IIIC (3C-5)	Cabo Canaveral, LC-41
22 Julho	2012-039F	38712	Fregat (1019)	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (B15000-033/1019)	Baikonur, LC31 PU-6
22 Julho	2012-039G	38713	Blok-I	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (B15000-033/1019)	Baikonur, LC31 PU-6
10 Maio	1999-025ETF	38714	(Destroço) FY-1C Fengyun-1C	CCZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	Taiyuan, LC7
a (são catalogados 15 objectos resultantes da desintegração do satélite FY-1C Fengyun-1C num teste ASAT)					
10 Maio	1999-025ETW	38729	(Destroço) FY-1C Fengyun-1C	CCZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	Taiyuan, LC7
25 Julho	2012-040B	38731	H-18 (CZ3C Y9)	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y9)	Xichang, LC2
30 Dezembro	1994-089D	38732	(Destroço) NOAA-14	Atlas-E / Star-37S-ISS (11E)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Julho	2012-041E	38737	Briz-KM (72515)	Rokot/Briz-KM (4926391835/72515)	GIK-1 Plesetsk, LC133/3

Regressos / Reentradas

A tabela indica os satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram no mês de Julho de 2012. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lançamento	Local Lançamento	D. Órbita
01 Jul.	Reg.	2011-078A	38036	Soyuz TMA-03M	11A511U-FG Soyuz-FG (H15000-039)	21 Dezembro	Baikonur, LC1 PU-5	193
03 Jul.	Ree.	1999-025CDL	31713	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4803
05 Jul.	Ree.	1999-025BFD	31059	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4805
06 Jul.	Ree.	1999-025BVJ	31470	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4806
07 Jul.	Ree.	1985-058C	19241	(Destroço) Cosmos 1666	11K68 Tsyklon-3	08 Julho	NIIP-53 Plesetsk, LC32/1	9861
07 Jul.	Ree.	1997-051DU	34109	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5410
07 Jul.	Ree.	2011-073B	37949	H-18 (CZ3A Y23)	CZ-3A Chang Zheng-3A (Y23)	01 Dezembro	Xichang, LC3	219
08 Jul.	Ree.	1998-056C	35493	H-10-3 (V111)	Ariane-44L (V111/L481)	05 Outubro	CSG Kourou, ELA2	5025
09 Jul.	Ree.	1999-025CUS	32196	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4809
09 Jul.	Ree.	1979-058W	38668	(Destroço) Cosmos 1109	8K78M Molniya-M/L (76038512)	27 Junho	NIIP-53 Plesetsk, LC41/4	12066
10 Jul.	Ree.	1999-025DFH	33672	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4810
11 Jul.	Ree.	1985-108K	29121	(Destroço)	11K68 Tsyklon-3	22 Novembro	NIIP-53 Plesetsk, LC32/2	9728
11 Jul.	Ree.	2011-066D	38306	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y21)	11 Novembro	Taiyuan, LC9	243
12 Jul.	Ree.	2010-030C	36607	(Destroço)	15A18 Dnepr-1 (4503261314)	21 Junho	Baikonur, LC109/95	752
16 Jul.	Ree.	1999-025RD	30100	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4816
17 Jul.	Ree.	2001-049AD	27085	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dawan SHAR, I. Sriharikota	3921
17 Jul.	Ree.	1999-025AWP	30853	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4817
17 Jul.	Ree.	2012-037B	38672	Blok-I	11A511U-FG Soyuz-FG (J15000-042)	15 Julho	Baikonur, LC1 PU-5	2
18 Jul.	Ree.	1997-051RP	35736	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5421
18 Jul.	Ree.	1999-025DVC	36227	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4818
19 Jul.	Ree.	1991-082N	28301	(Destroço) USA-73 (DMSP-5D-2 F11)	Atlas-E / Star-37S-ISS (53E)	28 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-3W	7539
21 Jul.	Ree.	1999-025DFC	33667	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4821
22 Jul.	Ree.	1999-025AFL	30449	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4822
22 Jul.	Ree.	2012-039F	38712	Fregat (1019)	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (B15000-033/1019)	22 Julho	Baikonur, LC31 PU-6	0
23 Jul.	Ree.	1999-025EQN	38141	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4823
24 Jul.	Ree.	2012-039G	38713	Blok-I	11A511U-FG Soyuz-FG/Fregat (B15000-033/1019)	22 Julho	Baikonur, LC31 PU-6	2
26 Jul.	Ree.	2003-009B	27699	IGS-1B	H-2A/2024 (5F)	28 Março	Tanegashima, Toshinobu LP1	3409
26 Jul.	Ree.	1993-036NS	34320	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6980
26 Jul.	Ree.	1993-036ABV	34851	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6980
26 Jul.	Ree.	1993-036AEF	34952	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6980
26 Jul.	Ree.	1993-036BEZ	36635	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	6980
30 Jul.	Ree.	1989-027D	36800	(Destroço)	Ariane-2 (V30)	02 Abril	CSG Kourou, ELA-1	8520
31 Jul.	Ree.	1971-015AL	05157	(Destroço) Cosmos 397	11K69 Tsyklon-2 (I022500-13J)	25 Fevereiro	NIIP-5 Baikonur, LC90/20	15132
31 Jul.	Ree.	2012-019B	38255	Centaur	Atlas-V/531 (AV-031)	04 Maio	Cabo Canaveral AFS, SLC-41	88

Lançamentos orbitais previstos para Agosto e Setembro de 2012

Dia (UTC)	Lançador	Carga	Local
Agosto			
1 (1935:13)*	11A511U Soyuz-U (134)	Progress M-16M	Baikonur, LC1 PU-5
2 (2150)*	Ariane-5ECA (VA208)	Intelsat-20 Hylas-2	CSG Kourou, ELA3
6 (1931:00)*	8K82KM Proton-M/Briz-M (93531/99532)	Telkom-3 Express-MD2	Baikonur, LC81 PU-24
19 (0654:59)*	Zenit-3SLB/DM-SL (33Jl)	Intelsat-21	Oc. Pacífico, Odyssey
30 (0805:00)	Atlas-V/401 (AV-032)	RBSP-1, RBSP-2	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
Setembro			
9	PSLV-C21	SPOT-6 PROITERES	Satish Dawan, SHAR, FLP
13 (0713)	Atlas-V/401 (AV-033) 'Rosie'	NRO L-36 (NOSS-3 6A) NOSS-3 6B Aeneas, SMDC-ONE 2.1 (Able) SMDC-ONE 2.2 (Baker), Re CINEMA-1, CSSWE, CXBN AeroCube-4A, AeroCube-4B AeroCube-4C, CP-5	Vandenberg AFB, SLC-3E
17	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (012/1037)	MetOp-B	Baikonur, LC31 PU-6
21	Ariane-5ECA (VA209)	Astra-2F GSAT-10	CSG Kourou, ELA3
28	Falcon-9 v1.0 (F-4)	Dragon-CRS1 Orbcomm 2G	Cabo Canaveral AFS, SLC-40
30	CZ-2D Chang Zheng-2D	VRSS-1 'Francisco de Miranda'	Jiuquan, LC43 603
??	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y15)	Compass-M2 Compass-M5	Xichang, LC2

Próximos Lançamentos Tripulados

	Oleg Viktorovitch Novitsky (1) Yevgeni Igorevich Tarelkin (1) Kevin Anthony Ford (2)	
Soyuz TMA-06M 11A511U-FG Soyuz-FG Baikonur, LC1 PU-5 15 Outubro, 2012	Pavel Vladimirovich Vinogradov Alexander Alexandrovich Misurkin Christopher John Cassidy	

05 de Dezembro de 2012	Soyuz TMA-07M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Roman Yuriyevich Romanenko (2); Chris Austin Hadfield (3); Thomas Henry Marshburn (1)			
Fyodor Nikolayevich Yurchikhin; Luca Salvo Parmitano; Karen LuJean Nyberg			

2 de Abril de 2013 **Soyuz TMA-08M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Pavel Vladimirovich Vinogradov (3); Alexander Alexandrovich Misurkin (1); Christopher John Cassidy (2)
Oleg Valeriyeveich Kotov; Sergey Nikolayeveich Ryazansky; Michael Scott Hopkins

?? de Maio de 2013 **Soyuz TMA-09M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Fyodor Nikolayevich Yurchikhin (4); Luca Salvo Parmitano (1); Karen LuJean Nyberg (2)
Mikhail Vladislavovich Tyurin; Richard Alan Mastracchio; Koichi Wakata

?? de Setembro de 2013 Soyuz TMA-10M 11A511U-FG Soyuz-FG Baikonur, LC1 PU-5
Oleg Valeriyevich Kotov (3); Sergey Nikolayevich Ryazansky (1); Michael Scott Hopkins (1)
Alexander Vikentevich Skvortsov; Oleg Germanovich Artemyev; Steven Ray Swanson

?? de Novembro de 2013	Soyuz TMA-11M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Mikhail Vladislavovich Tyurin (3); Richard Alan Mastracchio (4); Koichi Wakata (4)			
Cosmonauta Russo: Alexander Gerst; Gregory Reid Wiseman			

?? de ?? de 2013	Shenzhou-10	CZ-2F Chang Zheng-2F (Y10)	Jiuquan, 921
¿????; ¿????; ¿????			
¿????; ¿????; ¿????			

?? de Março de 2014 Soyuz TMA-12M 11A511U-FG Soyuz-FG Baikonur, LC1 PU-5
 Alexander Vikentyevich Skvortsov (2); Oleg Germanovich Artemyev (1); Steven Ray Swanson (3)
 Dmitri Yurievich Kondratyev; Elena Olegovna Serova (1); Astronauta dos EUA

?? de Maio de 2014	Soyuz TMA-13M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta Russo: Alexander Gerst (1); Gregory Reid Wiseman (1)			

?? de Setembro de 2014	Soyuz TMA-14M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Dmitri Yurievich Kondratyev (2); Elena Olegovna Serova (1); Astronauta dos EUA			
Cosmonauta Russo; Astronauta EUA; Astronauta EUA			

?? de Novembro de 2014	Soyuz TMA-15M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Astronauta da ESA (?); Astronauta dos EUA			
?? de Março de 2015	Soyuz TMA-16M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA			
?? de Maio de 2015	Soyuz TMA-17M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Samantha Cristoforetti (1) (?); Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA			
?? de Setembro de 2015	Soyuz TMA-18M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA			
?? de Novembro de 2015	Soyuz TMA-19M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Astronauta da ESA (?); Astronauta dos EUA			
?? de Março de 2016	Soyuz TMA-20M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA			
?? de Maio de 2016	Soyuz TMA-21M	11A511U-FG Soyuz-FG	Baikonur, LC1 PU-5
Cosmonauta russo; Thomas Pesquet (1) (?); Astronauta dos EUA Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA			

Futuras Expedições e actividades na ISS

A Expedição 32 é composta por Gennadi Padalka (Comandante – Rússia), Sergei Revin (Engenheiro de Voo – Rússia), Joseph Acaba (Engenheiro de Voo – EUA), Yuri Malenchenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Sunita Williams (Engenheiro de Voo – EUA) e Akihiko Hoshide (Engenheiro de Voo – Japão), sendo estes três últimos lançados a 15 de Julho de 2012 a bordo da Soyuz TMA-05M.



A Expedição 33 será composta por Sunita Williams (Comandante – EUA), Yuri Malenchenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Akihiko Hoshide (Engenheiro de Voo – Japão), Oleg Novitsky (Engenheiro de Voo – Rússia), Yevgeni Tarelkin (Engenheiro de Voo – Rússia) e Kevin Ford (Engenheiro de Voo – EUA), sendo estes três últimos lançados a 15 de Outubro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-06M.

A Expedição 34 será composta por Kevin Ford (Comandante – EUA), Oleg Novitsky (Engenheiro de Voo – Rússia), Yevgeni Tarelkin (Engenheiro de Voo – Rússia), Roman Romanenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Chris Hadfield (Engenheiro de Voo – Canadá) e Thomas Marshburn (Engenheiro de Voo –

EUA), sendo estes três últimos lançados a 5 de Dezembro de 2012 a bordo da Soyuz TMA-07M.

A Expedição 35 será composta por Chris Hadfield (Comandante – Canadá), Roman Romanenko (Engenheiro de Voo – Rússia), Thomas Marshburn (Engenheiro de Voo – EUA) e por Pavel Vinogradov (Engenheiro de Voo – Rússia); Alexander Misurkin (Engenheiro de Voo – Rússia); Christopher Cassidy (Engenheiro de Voo – 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.

Data	Hora	Nome	Lançador	Local
07 Jun.	1739		Topol	Kapustin Yar
21 Jun.	1040	NASA 41.101UO	Terrier Improved Orion	Wallops Island
22 Jun.	1918	SHEFEX II	VS-40	Andoya
26 Jun.	1930	NASA 36.286, PI Tom Woods	Black Brant IX	White Sands
27 Jun.	0915	Alvo FTM-18	Castor-4B (?)	Kauai
27 Jun.	????	Stellar Minotaur	SM-3 Block 1B	USS Lake Erie
03 Jul.		Payambar-e Azam 7	Shahab-3	???
03 Jul.		Payambar-e Azam 7	Shahab-3	???
03 Jul.		Payambar-e Azam 7	Shahab-3	???
05 Jul.	1850	NASA 36.284NS (SUMI)	Black Brant IX	White Sands
11 Jul.	1850	NASA 36.272NS (Hi-C)	Black Brant IX	White Sands
13 Jul.			Agni I	Wheeler Island, Odisha
23 Jul.	1101	NASA 39.011NR	Black Brant XI	Wallops Island
24 Jul.	1917	NASA 36.263US	Black Brant IX	White Sands

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

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

, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

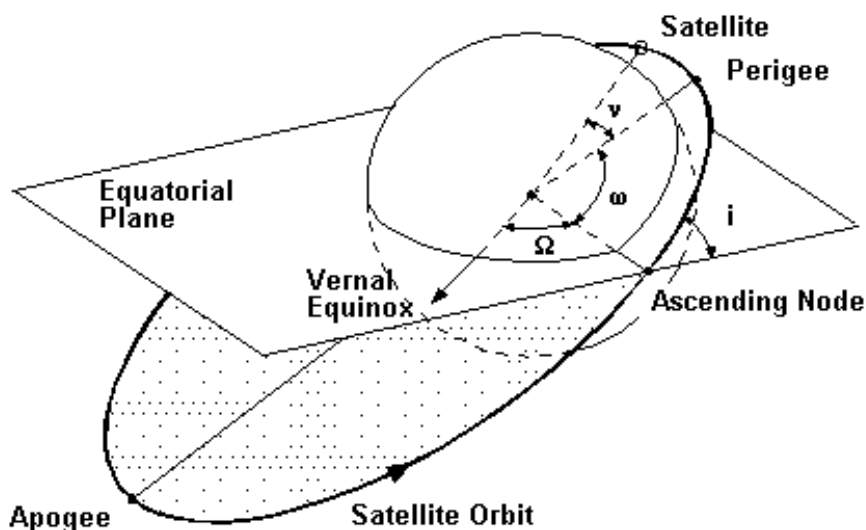
Parâmetros orbitais

Apogeu: ponto de altitude máxima da órbita.

Perigeu: ponto de altitude mínima da órbita.

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

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



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

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

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

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

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

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

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

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

Combustíveis e Oxidantes

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

UDMH ((CH₃)₂NNH₂) – Unsymmetrical Dimethylhydrazine (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm³, sendo o seu ponto de congelação a -57,0°C e o seu ponto de ebulição a 63,0°C.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c³, sendo o seu ponto de congelação a -219,0°C e o seu ponto de ebulição a -183,0°C.

LH₂ – Hidrogénio Líquido; O LH₂ é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH₂ é transparente e sem odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH₂ é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm³, sendo o seu ponto de congelação a -259,0°C e o seu ponto de ebulição a -253,0°C.

NH₄ClO₄ – Perclorato de Amónia; O NH₄ClO₄ é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

Constantes

Algumas constantes de interesse:

- 7726 m/s (8000), Velocidade orbital terrestre a uma altitude de 300 km
- 3075 m/s (3000), Velocidade orbital na órbita geossíncrona (35786 km)
- 6371 km (6400), Raio médio da Terra
- 6378 km (6400), Raio equatorial da Terra
- 1738 km (1700), Raio médio da Lua
- 5.974e24 kg (6e²⁴), Massa da Terra
- 7.348e22 kg (7e²²), Massa da Lua
- 1.989e30 kg (2e³⁰), Massa do Sol
- 3.986e14 m³/s² (4e¹⁴), Constante gravitacional vezes a massa da Terra
- 4.903e12 m³/s² (5e¹²), Constante gravitacional vezes a massa da Lua
- 1.327e20 m³/s² (13e¹⁹), Constante gravitacional vezes a massa do Sol
- 384401 km (4e⁵), Distância media entre a Terra e a Lua
- 1.496e11 m (15e¹⁰), Distância media entre a Terra e o Sol (Unidade astronómica)

Em Órbita
