

## CAPÍTULO 8

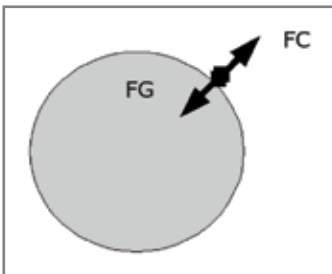
# Reentrada atmosférica

ULISSES THADEU VIEIRA GUEDES,  
MARCELO LOPES DE OLIVEIRA E SOUZA  
E HÉLIO KOITI KUGA

A reentrada atmosférica é a fase final da vida de satélite ou de um corpo que orbitou a Terra. É a parte mais crítica de uma missão espacial, principalmente quando envolve seres humanos. Neste capítulo veremos os motivos de tais afirmações e um pequeno histórico sobre a reentrada atmosférica do satélite BeppoSAX.

## Introdução

Ao longo deste texto considere a palavra “corpo” como um elemento qualquer no espaço: um satélite, uma nave espacial, um detrito espacial. Enfim, considere qualquer corpo que esteja girando ao redor da Terra.



Para manter um corpo qualquer em órbita é necessário que a altitude e a sua velocidade sejam tais que haja um equilíbrio entre as forças centrífuga (FC) e a força de gravidade (FG).

A força centrífuga varia com o quadrado da velocidade e é inversamente proporcional à distância do centro da Terra ao centro de massa do saté-

lite. Tal velocidade caracteriza a Energia Cinética daquele corpo. A força gravitacional varia com o quadrado da distância entre o centro da Terra e o centro de massa do satélite. O desequilíbrio destas forças proporciona os requisitos necessários para uma mudança da trajetória. A energia correspondente é denominada de Energia Potencial. Quando a força gravitacional vence, ocorre um aumento da velocidade e queda da altitude. O aumento da velocidade a partir de algum valor faz com que a força centrífuga vença a sua oponente. A altitude é restabelecida e a velocidade volta a cair. Quando este equilíbrio é oscilatório temos órbitas elípticas e no equilíbrio completo chegamos à órbita circular. Apesar de toda oscilação, se não existir qualquer dissipação de energia, a soma das energias cinética e potencial permanecerão inalteradas. A “sensação” física é simples, mas a base matemática não!

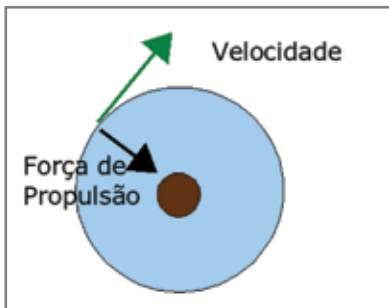
Além das forças citadas que agem sobre o corpo no espaço, existem aquelas que perturbam a trajetória agindo a favor ou contra a velocidade. São forças oriundas de radiação emanada pelo sol (radiação solar), que aumentam e diminuem a velocidade quando a órbita do satélite apresenta alguma componente no plano do Equador ou tentando deslocar o satélite na direção e sentido Sol/Terra. Há, também, forças de campo tais como: atrações lunar-solar e magnética; e forças de reação ao movimento (ou contrárias ao movimento): a força aerodinâmica. Existem, ainda, as forças geradas pelos sistemas de controle de atitude e órbita (propulsão) quando disponíveis. Curiosidade: nenhum satélite brasileiro (SCD1, SCD2 ou SAC11), operacional ou não, contém um sistema de controle de órbita.

A força aerodinâmica tenta frear o movimento do corpo, ou seja, diminuir a velocidade do mesmo. Quanto mais densa a atmosfera e maior a velocidade então maior será a perturbação aerodinâmica. É fácil entender isto: quando colocamos um braço para fora de um carro parado não sentimos nenhum esforço contrário ao deslocamento do carro. Então em movimento, quanto mais veloz o carro estiver então maior será este esforço. Ao abrir a mão, nestas condições, o esforço aumenta ainda mais para a mesma velocidade. Ou seja, a força aerodinâmica é proporcional: ao quadrado da velocidade, à densidade atmosférica, à área vista na direção do escoamento, e à geometria do corpo vista na direção da velocidade. Este último parâmetro é como um fator de correção, denominado Coeficiente Aerodinâmico. A força aerodinâmica pode ser decomposta em duas componentes: Arrasto e Sustentação. A força de arrasto tentará, sempre, impedir o movimento, ou seja, ela age no sentido contrário da velocidade do corpo em movimento. A força de sustenta-

ção age perpendicularmente à direção da velocidade. Assim, o Coeficiente Aerodinâmico é dividido em duas componentes: Coeficiente de Arrasto e Coeficiente de Sustentação. Voltando à experiência do carro, ainda com o braço para fora, tente apontar o dedo polegar para a frente do veículo, e depois abra a mão. Gire o braço fazendo o polegar subir ou descer. Quando na posição do polegar está para baixo sentiremos um esforço empurrando o braço para baixo e vice-versa. O maior responsável não é o polegar mas a palma da mão (maior área).

Dependendo da altitude, posição e velocidade, as forças perturbadoras assumem uma maior ou menor intensidade dependendo de sua natureza. Em altas altitudes a atmosfera é bastante rarefeita, mas com o passar do tempo, a sua influência será significativa. É o que chamamos de efeitos perturbadores de longo período.

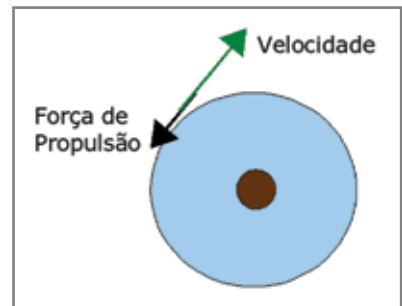
Portanto, um satélite está sujeito às perturbações por forças de intensidades variadas de longos e pequenos períodos. Os desvios de posição e velocidade resultantes de tais perturbações podem conduzir o satélite para altitudes mais baixas quando, então, a componente de arrasto da força aerodinâmica toma intensidade cada vez maior, reduzindo ainda mais a velocidade e a energia total do sistema. Com tal redução, a altitude diminui ainda mais, trazendo o satélite para áreas de atmosfera ainda mais baixas, mais densas, o que é realimentado pelo arrasto ainda maior. Este fenômeno de negociação entre as forças de arrasto, gravitacional e centrífuga, que conduzem o satélite, ou aquele corpo em órbita, a realizar uma trajetória de Reentrada Atmosférica Natural ou Não-Comandada.



Assim, para evitar que aconteça uma reentrada natural é necessário o acionamento do sistema de controle orbital, que atua como um acelerador de carro para vencer uma subida, compensando a energia consumida pelo arrasto. Ao invés de um motor à gasolina, diesel ou álcool, usam-se, em satélites, sistemas propulsores à base de hidrazina ou

outros combustíveis líquidos ou gasosos. Este “motor” tem o nome de “propulsor”.

Pode-se usar os propulsores para colaborar com a ação da força de gravidade, ou para ajudar a força de arrasto, o que induzirá o corpo para uma trajetória de reentrada. É o que denominamos de Reentrada Comandada.



Baseando-se nessa introdução, podem-se deduzir algumas consequências:

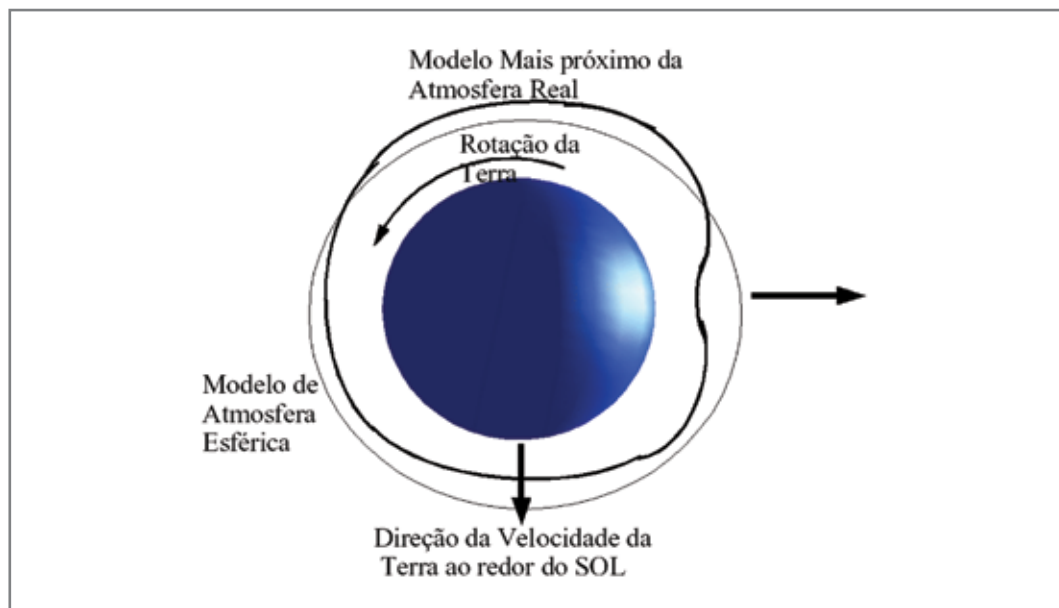
- a) Todo corpo artificial retornará à Terra um dia, uma vez que os sistemas de controle (sistema propulsivo) têm uma quantidade de combustível limitada, impossibilitando correções ou manobras orbitais eternamente.
- b) Um corpo retornará à Terra quando devidamente comandado. Isto posto, surgem outros pontos a questionar: O corpo retornará inteiro? Onde descerá ou cairá? Quando acontecerá?

As respostas não são triviais. Começemos por uma análise do ambiente que circunda uma trajetória de reentrada atmosférica, seja ela comandada ou não. Primeiro uma análise da trajetória de transferência de forma mais grotesca e depois com mais detalhes.

## A Trajetória de transferência

Dependendo da missão do satélite, a órbita projetada pode ser qualquer (baixa ou alta), podendo ocorrer entre os limites de 90 Km a 36000 Km de altitude, em órbitas muito elípticas ou quase circulares. Lembre-se que quanto mais baixo (altitude menor), mais densa é a atmosfera e maior é a componente de arrasto da força aerodinâmica. Os corpos em órbitas mais baixas, ou que apresentem baixa altitude de perigeu (a menor altitude orbital ao redor da Terra), estão sujeitos a reentrarem primeiro. Os corpos de altas altitudes demorarão para cair. Quão alto ou baixo?

A densidade atmosférica varia de forma exponencial (com alguma aproximação) com a altitude e apresenta um perfil achatado na direção do movimento de translação da Terra ao redor do Sol, e ligeiramente alongado na parte oposta. Apresenta também algumas deformações neste perfil. A face da atmosfera iluminada (direção do Sol), dado ao aquecimento, se expande ligeiramente nas laterais e se comprime na direção do sol (efeito do vento solar). Na direção da velocidade da Terra ao redor do Sol, a atmosfera é comprimida pelo deslocamento da Terra e contraída pelo resfriamento da região de sombra da Terra, atingindo altitudes menores. Assim, o perfil mais exato da atmosfera terrestre lembra um “tobogã” contínuo ao redor da Terra. Isto explica a maior quantidade de observações de asteróides reentrando ao por do sol ou após o por do sol. Além disto, a atmosfera, assim como os oceanos, é atraída pela Lua,



formando uma “corcunda” naquela direção. Ou seja, a atmosfera não é redonda e sofre várias deformações. A visão exagerada destas condições é mostrada na figura acima.

Teoricamente, admite-se que a atmosfera gira com a mesma velocidade da Terra. Isto pode ser verdade em altitudes mais próximas da superfície, mas não se aplica às altitudes maiores, onde se detecta a presença de ventos fortíssimos, que chegam a algumas centenas de km/h. Como se vê, esse ambiente denominado Atmosfera que circunda o nosso planeta não é estático. Pelo contrário, ela tem uma dinâmica própria que é a responsável pela refrigeração e condução de gases para todos os cantos do nosso planeta.

Qual a influência disso numa trajetória de reentrada? Catastrófica! Já entrou no mar, em lugares onde as ondas são fortes? É exatamente assim que um corpo “vê” a atmosfera durante a reentrada, além de um agravante: o aquecimento. A perda de velocidade pelo atrito implica em perda de energia cinética e isto acontece em forma de calor, ou seja, no aumento de temperatura das superfícies sujeitas ao atrito atmosférico. Afinal, a energia não se perde! Ela se transforma! Assim, toda a energia cinética “perdida” (redução de velocidade) é convertida em energia térmica, ou no aumento da temperatura. Se um corpo absorver toda esta energia, então sua temperatura superará a faixa dos 6000°Celsius. Contudo, com a velocidade, radiação térmica, e convecção, ocorre um resfriamento e a

temperatura das superfícies expostas atinge um valor de equilíbrio, denominado de Temperatura de Estagnação.

Parece realmente catastrófico, não? Há mais um fato importante. Qualquer corpo pode suportar temperaturas altas. O problema é quanto tempo ele estará sujeito a isto. Logo, certas partes de um corpo podem suportar altíssimas temperaturas por pequenos intervalos de tempo (segundos ou frações de segundos) enquanto outras partes não. Um fato é certo: nenhuma parte do corpo pode suportar altas temperaturas por muito tempo (alguns minutos, por exemplo) sem que estejam preparadas para isto. Poderíamos construir satélites de material bastante resistente à temperatura? Sim! Mas, em contrapartida, seria necessário um lançador de grande capacidade pois o corpo teria muita massa (maior peso)!

As partes do corpo mais robustas termicamente podem “sobreviver parcialmente ou completamente” e continuar sua descida alcançando a superfície da Terra com temperaturas externas menores (ordem de 200°C) e numa velocidade da ordem de (100 m/s). Lembra do arrasto? Ele freia! É o breque dos corpos reentrando na atmosfera! As peças que sobrevivem a tais temperaturas são, normalmente, de ligas de titânio ou cerâmicas especiais (refratários). Diz-se “sobrevivem” pois, em satélites recuperáveis algumas peças podem ser reaproveitadas enquanto outras continuam ativas após uma reentrada comandada ou natural. As estruturas de alumínio, normalmente usadas no interior ou que interligam as partes de um satélite simplesmente derretem. Peças tais como: reservatório de propelentes/combustíveis (hidrazina), módulos internos de alojamento de componentes eletrônicos e pequenos reatores nucleares, são candidatas a sobreviver a uma reentrada. Em suma: se achar algum objeto que caiu do espaço tenha certeza de que ele pode gerar danos sérios ao ser humano.

Outro evento interessante está relacionado à desaceleração sofrida pelo corpo. Normalmente, a forma geométrica de um corpo segue perfis estruturais voltados para a robustez, sem se preocupar com vínculos aerodinâmicos ou térmicos de tal ordem de grandeza, comuns na trajetória de reentrada. Assim, a disposição que as superfícies podem assumir conduz a coeficientes de arrasto elevados, o que significa força de arrasto elevada e, conseqüentemente, desacelerações proporcionais.

Tais desacelerações podem, portanto, gerar esforços mecânicos (vibrações devido à instabilidade de vôo, força cortante e momentos fletores e tensores) que ultrapassam os limites aceitáveis de intensidade e tempo de exposição. Isto, aliado ao grande aquecimento, resulta na fragilização da estrutura corroborando para a sua fragmentação. Agora, cada fragmento apresenta um perfil aerodinâmico dife-

rente, o que representa características aerodinâmicas (coeficientes de arrasto e sustentação) também diferentes e, conseqüentemente, realizarão trajetórias distintas.

É este o cenário final de um corpo que não foi preparado para executar uma trajetória de reentrada atmosférica. Aqui chegam pedaços numa trajetória de queda quase vertical e velocidade da ordem de 100 m/s.

Mas um corpo preparado para a reentrada supera as limitações de temperatura e esforços, pois apresenta algum perfil aerodinâmico e tal característica proporciona uma trajetória mais estável (lembrem-se da mão aberta?).

Sob o ponto de vista térmico, um corpo preparado para a reentrada deve buscar uma condição de equilíbrio térmico, ou seja, deve ser capaz de trocar calor com o meio que o rodeia para evitar o superaquecimento assim como uma condição que resulte em desacelerações amenas. Para atender a esse cenário, os corpos de reentrada são dotados de revestimento ablativo das superfícies expostas às ações do atrito intenso. Um material ablativo é constituído por uma cerâmica que desprende pequenas partículas quentes, decompondo-se, o que mantém o corpo principal em temperaturas menores. Tecnicamente, são materiais que permitem uma forma parecida de cavitação, onde um as partículas de um corpo são removidas pela redução drástica da pressão gerada pelas condições de escoamento. Isto protege a superfície revestida das altas temperaturas por algum período, denominado "fase crítica". Lembrem-se do acidente do ônibus espacial americano que explodiu ao reentrar? Durante as investigações do acidente, constatou-se que uma peça se soltou e esbarrou na asa daquela espaçonave durante a decolagem. A asa é revestida por um material ablativo. Com o choque, uma placa daquele material foi deslocada e expôs a superfície frágil da asa. Ao reentrar, aquele pequeno deslocamento criou uma zona de descompressão gerando a cavitação, que removeu o restante daquela e de outras placas ablativas vizinhas. A superfície completamente exposta derreteu com as altas temperaturas e a espaçonave se desintegrou.

A trajetória de transferência é, então, aquela responsável por levar o corpo de uma fase orbital para uma condição de reentrada: posição, velocidade e atitude adequadas para alcançar uma altitude limite, a partir da qual ocorrerão os fenômenos de aquecimento e desaceleração críticas. Repare que denominamos trajetória de transferência para a reentrada e não órbita de transferência. Uma órbita de transferência não tem tais requisitos térmicos e de desaceleração, uma vez que órbita ainda segue, matematicamente falando, as equações de Kepler: tem um semi-eixo, excentricidade, inclinação, etc, que se mantém quase constantes. Já uma trajetória pode apresentar tais parâmetros variando consideravelmente de um instante ao outro.

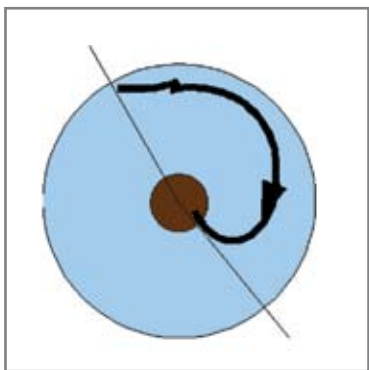
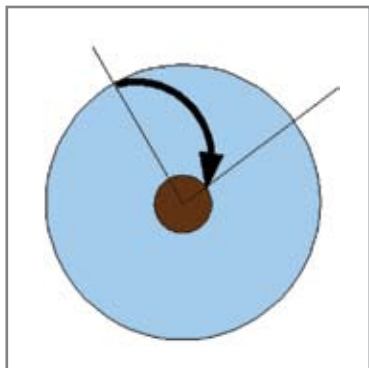
Apesar de tais requisitos, a trajetória de transferência ainda pode ser tratada matematicamente como uma transferência orbital em certas circunstâncias.

Finda a trajetória de transferência de reentrada, o corpo inicia a Trajetória de Reentrada propriamente dita.

## Trajétórias de reentrada

A trajetória de reentrada é o perfil ou caminho de descida realizado entre altitudes de 86 km até 15 km de altitude. Na realidade, o início da reentrada pode acontecer a partir de altitudes inferiores a 115 Km devido às deformações da atmosfera real conforme apresentado anteriormente. Dependendo das condições de reentrada, essa trajetória apresenta diversos perfis, que são identificados como: balística, “*glide*” (Vôo planado), ou “*skip*” (saltos).

Nas explicações a seguir, considera-se a atmosfera perfeitamente esférica apenas para efeito didático.



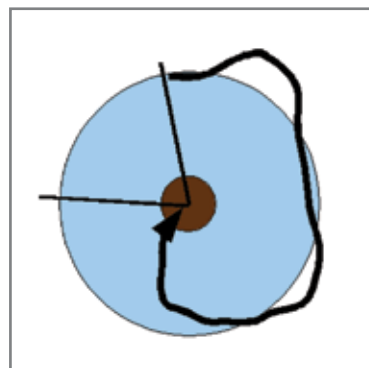
A trajetória balística comandada se caracteriza pela ausência da componente de sustentação ao longo de todo o caminho e pela presença da componente de arrasto de alta intensidade. É uma trajetória mais rápida, mais direta e o perfil apresenta picos elevadíssimos de temperatura e desaceleração em relação aos outros perfis. A trajetória projetada sobre o solo é, portanto, a menor possível. No *métier* de reentrada, denomina-se de “*range*” o comprimento do arco projetado sobre a superfície da Terra.

Na trajetória tipo vôo planado (*glide*) comandada exige algum tipo de controle. À medida que a densidade aumenta, busca-se um equilíbrio entre as forças de sustentação e gravitacional, aguardando que a força de arrasto se encarregue de diminuir a velocidade gradualmente enquanto a atmosfera não é tão densa, até que a força de sustentação seja vencida pela gravitacional. Neste perfil, as temperaturas são



mais amenas. Contudo, o corpo permanece sob regime de temperaturas ainda elevadas, porém bem inferiores às observadas durante uma trajetória balística e por um tempo maior. Findo este período de equilíbrio, a trajetória se assemelha à trajetória balística. Este perfil exige que o corpo seja dotado de superfícies aerodinamicamente controláveis por algum mecanismo ou método para garantir a negociação entre a componente de sustentação e a gravitacional. Com esta negociação, o vôo planado resulta num “range” maior, assim como um maior tempo total da trajetória.

Na trajetória tipo “*skip*” (salto) comandada, a trajetória de transferência proporciona o requinte de apresentar velocidades mais altas de reentrada, porém com condições de atitude (variações do ângulo de ataque) capazes de gerar forças de sustentação maiores que a gravitacional mesmo em altitudes altas (iguais ou superiores a 120 km). Quando isso acontece, observam-se saltos ao longo da trajetória, como se as componentes verticais (força de sustentação e gravitacional) “alternassem” suas intensidades em altitudes mais altas, esperando, com isso, uma redução de velocidade de forma mais suave. Neste caso, observam-se pequenos picos de temperatura em intervalos menores, assim como pequenas desacelerações. Nesta trajetória, há a necessidade de ações corretivas de atitude bem mais severas que na trajetória tipo vôo planado (*glide*), exigindo que o “corpo” seja mais próximo de uma espaçonave ou de um veículo de reentrada. São trajetórias, portanto, mais demoradas, *ranges* ainda maiores e um sistema de controle bem mais sofisticado.



Informação interessante: é este o tipo de trajetória realizado para missões tripuladas e interplanetárias (Terra-Lua, e futuramente Terra-Marte). O vínculo “ser humano” restringe ainda mais a intensidade de desaceleração. Considerando 1 G a aceleração normal na superfície da Terra, o ser humano estaria sujeito aos seguintes efeitos e sintomas:

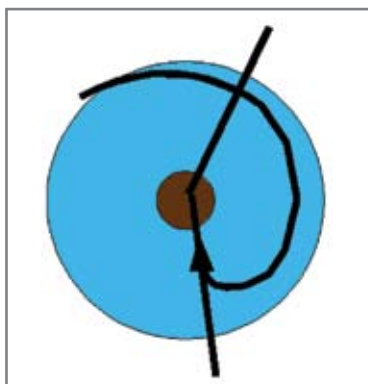
- Braços e pernas pesados, dificuldade de caminhar ou se curvar: 2 G;
- Impossibilidade de caminhar ou se curvar; dificuldade de se rastejar: 3 G;
- Movimentar-se com grande esforço; é quase impossível rastejar: 4 G
- Pequenos movimentos dos braços e cabeça: 5 G;

### Desacelerações longitudinais ao corpo

- Aparecimento de sintomas visuais: 2.5 a 7.0 G
- Desmaios: 3.5 a 8 G
- Confusão e perda completa de consciência: 4 a 8.5 G
- Danos ósseos, especialmente a espinha dorsal, e órgãos > 18-23 G

### Desacelerações transversais, com a cabeça e coração num mesmo nível hidrostático

- Sem sintomas visuais ou perda de consciência: 0-17 G
- Tolerável: 28-30 G
- Danos em órgãos e estrutura óssea: >30-45 G
- Morte instantânea: > 45 G



Numa trajetória de reentrada natural as condições de reentrada são bastante peculiares. O corpo perde altitude e velocidade gradualmente com condições de atitude nem sempre identificadas ou disponíveis. A componente de arrasto da força aerodinâmica reduz gradualmente a velocidade do corpo, tentando circularizar a trajetória. Nesta fase, e dependendo das características aerodinâmicas e dimensões do corpo, a força aerodinâmica tenta alinhar os

centros de pressão e de massa com a direção da velocidade ou uma atitude aerodinamicamente estável (menor área). Como consequência, a trajetória de reentrada é demorada chegando, em alguns casos, a quase 1 hora e 30 minutos. A desaceleração sofrida pelo corpo é amena assim como o pico de temperatura de estagnação. Nestes casos, o caminho percorrido pode ser tão grande quanto aquele realizado por trajetória tipo salto, ou até mesmo maior.

## A Fragmentação

A fragmentação não ocorre pelos picos de temperatura, mas sim pelo tempo de exposição à ela e devido às desacelerações. O aumento de temperatura e o tempo de exposição tornam os materiais maleáveis. Pouco depois surgem os picos de desacelerações (torções e compressões excessivas). Uma vez que o material

estrutural está “mole” e sujeito às desacelerações, o corpo se deforma e os esforços rompem os limites de resistência dos materiais naquelas condições. Aliás, em tais condições, os valores de rigidez estão muito aquém dos esforços, o que permitirá a fragmentação do corpo em instantes diferentes e consecutivos. Ao se desprender do corpo principal, aquele pedaço aquecido e deformado se resfria, restaurando temporariamente uma forma própria, com características aerodinâmicas completamente diferentes do corpo principal.

Agora, nestas novas condições, os pedaços estarão sujeitos às outras condições de trajetória, podendo se fragmentar ainda mais ou manter a forma conquistada. Logo, a fragmentação não é uma explosão! Ela é mais próxima de uma desintegração.

Conforme visto, a atmosfera real apresenta-se com um perfil deformado. Uma variação brusca da densidade atmosférica pode iniciar a trajetória de reentrada, gerando pequenos saltos, como na trajetória tipo *skip*. Dependendo da atitude e da velocidade, o corpo atravessa a parede atmosférica. Tais “buracos” e “paredes” atmosféricos alteram, demasiadamente, o caminho projetado sobre o solo, gerando grandes incertezas sobre o local efetivo da queda. Assim, a previsão do início da reentrada sem considerar tais fatores pode indicar falsas condições iniciais, exigindo um modelo atmosférico tão fiel quanto possível.

## O final da reentrada comandada

Os foguetes usam vários estágios de propulsores para subir. Para descer um corpo preparado para reentrada levará consigo um conjunto de pára-quadras, que vão se abrindo sucessivamente e à medida que a velocidade diminui. Este procedimento visa proteger a estrutura do corpo nas altas desacelerações geradas pela abertura do pára-quadras. A partir de 30 km de altitude é possível iniciar a abertura do primeiro pára-quadras. A velocidade ainda é alta, mas o uso de pára-quadras vazados (ou amortecedores) não gera desacelerações elevadas, constituindo um primeiro estágio de descida. Um segundo estágio de pára-quadras, denominados Redutores, vão se abrindo sucessivamente e individualmente, até que em altitudes bem inferiores (< 6 km e velocidades menores) sejam abertos os pára-quadras de Guiagem e/ou Aterrissagem. Com os pára-quadras é possível fazer um corpo tocar o solo, mesmo após uma trajetória balística, com velocidade tão baixa quanto se queira. Nestes casos, o último pára-quadras é projetado para o corpo tocar o solo com velocidades menores que 10 m/s ou, aproximadamente, 36 km/h.

Em caso de reentrada natural, a velocidade de toque ao solo não é tão peque-

na assim. Ela está na ordem de 100m/s, ou quase 360 km/h. Não há o que resista a este impacto!

Somente por curiosidade, a nave Space Shuttle, usada pela NASA, realiza uma trajetória que se encaixa entre a de “vôo planado” (no intervalo inicial e intermediário) e a de “saltos” (na fase final). A cápsula que levou o homem à Lua pela primeira vez, desceu numa trajetória balística curta. Um corpo em reentrada natural realiza uma trajetória balística de longo alcance.

## Onde o corpo cairá?

Conforme visto nos tipos de trajetórias, a localização da área de pouso (ou de impacto) depende do tipo de trajetória realizada e dos recursos de navegação, conhecimento prévio de características geométricas e aerodinâmicas entre outras, conforme será apresentado mais adiante. Observou-se também, que a grande vilã de todos os perfis de descida tem como responsável a interação com a atmosfera e o campo gravitacional. Logo, nesse ambiente, são necessários modelos matemáticos da atmosfera terrestre e do campo geo-gravitacional mais fidedignos, assim como das condições de atitude, características aerodinâmicas, posição e velocidade do corpo.

Erros de posição de alguns metros, assim como erros de velocidade, representam centenas de quilômetros na superfície da Terra. Erros no modelo atmosférico representam milhares de quilômetros pois induzem grandes erros nas outras grandezas. O acoplamento entre tais grandezas amplia os erros cometidos em fases anteriores. As técnicas usadas para trajetórias balísticas comandadas mostram que tais erros podem alcançar a ordem de 50 km. Já as trajetórias do mesmo perfil, mas não comandadas acusam erros mínimos de 1000 km.

Isto quer dizer que a resposta à pergunta de “onde o corpo cairá” após uma reentrada natural só será possível quando o mesmo estiver em altitudes mais baixas e inferiores a 30 km, que representarão uma faixa com, no mínimo, 500 km de alcance (ou range) e um tempo de aproximadamente 2 minutos.

## Quando acontece?

Conforme visto, a atmosfera não tem uma forma exatamente definida. Para responder quando um satélite reentrará é necessário identificar o que denominamos de Corredor de Reentrada, ou seja, são condições de estado completo

que levará o corpo para uma trajetória de colisão com a atmosfera mais densa. Praticamente se um corpo apresentar trajetória com atitude de perigeu inferior a, aproximadamente, 86 km de altitude, ele certamente reentrará independentemente de sua velocidade, atitude ou características aerodinâmicas do corpo. Este valor de altitude não é mágico, mas sim calculável. O valor exato depende das características atmosféricas e, para efeitos teóricos, é adotado esse valor como referência. Altitudes superiores podem gerar ricochetes prolongando por uma ou mais passagens orbitais. Nessa altitude, a força de arrasto é suficientemente grande para reduzir a força centrífuga a valores inferiores à da força de gravidade independente de quão grande seja a velocidade, ou seja, a captura terrestre é inevitável. Assim, a resposta é: quando a trajetória realizada atingir um perigeu inferior a 86 km.

A condição para a reentrada natural (não comandada) é a velocidade do corpo ser tal que a Força Centrífuga seja inferior à Força de Gravidade naquela altitude.

## Durante a reentrada

A componente de arrasto da força aerodinâmica varia com o quadrado da velocidade, com a área vista na direção do escoamento, com a densidade atmosférica e com o coeficiente de arrasto (um parâmetro que depende das características aerodinâmicas do corpo), conforme a equação simplificada:

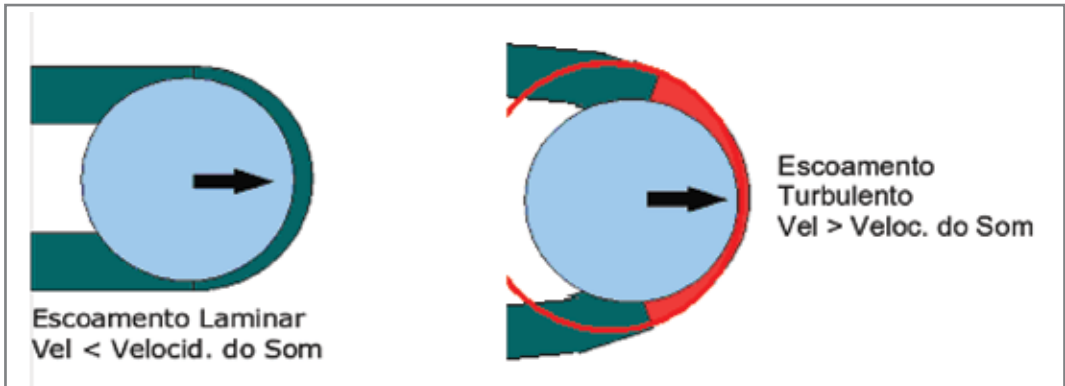
$$FA = 0.5 \cdot (CD) \cdot (Dens) \cdot (Área) \cdot (Vel)^2$$

Em altitudes da ordem de 120 km, a atmosfera é rarefeita e sua densidade varia entre  $2.5 \times 10^{-8}$  a  $2.8 \times 10^{-10}$  kg/m. A velocidade do corpo é alta (em torno de 7000 m/s).

Desta análise, pode-se concluir que o uso de um coeficiente de arrasto, densidade atmosférica, área ou velocidade maiores implicam em anteceder o local e o instante da queda. Valores menores adiam.

Considerando uma mesma atitude (alinhamento), ao longo da reentrada ocorre o aquecimento da parte frontal na direção do escoamento. Em consequência, é como se o “corpo” do corpo assumisse uma forma diferente da real em um meio diferente. Isto corresponde à uma modificação do valor coeficiente de arrasto e densidade. O coeficiente de arrasto nestas condições é denominado de Coeficiente de Arrasto Aparente. As figuras abaixo tentam ilustrar este efeito.

T tecnicamente, as figuras a seguir mostram os efeitos de escoamentos subsô-



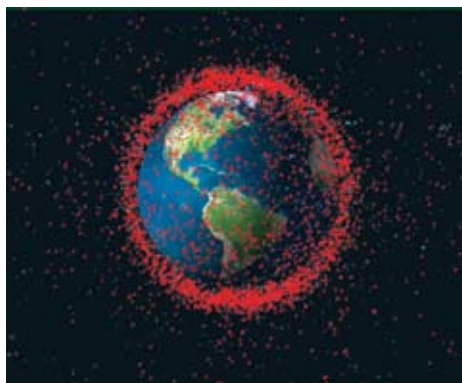
nico e supersônico, ou, de forma análoga, laminar e turbulento (respectivamente, figuras esquerda e direita). Considere as figuras como a visão plana de um corpo esférico envolto por um fluido.

No escoamento à direita, o contorno representa a esfera aparente e tem um diâmetro maior, o que representa um produto Coeficiente de Arrasto de uma esfera pela área vista maior. Dado o aquecimento, a densidade tende a diminuir, porém com a velocidade, a densidade aparente tende a aumentar. A alternância destes comportamentos faz com que o produto Área x Coeficiente de Arrasto oscile, podendo atingir fatores de correção que variam de 0,1 a 10 em ordem de grandeza.

O aumento de temperatura tem, também, efeito traumático nos sistemas de comunicação e rastreo, dificultando ou impossibilitando a comunicação entre o corpo e os sistemas em solo, tais como: envio de telemetrias, deformação das ondas eletromagnéticas dos radares. Ou seja, os sistemas de comunicação, quaisquer que sejam eles, ficam comprometidos. É o que chamamos de Zona de Silêncio, ou Zona Crítica, a qual abrange a faixa de 86 Km até 40 km de altitude para uma trajetória balística, e de 80 a 55 Km para uma trajetória tipo Vôo-Planado (*Glide*) e ainda de 80 a 68 km quando em trajetória tipo “salto” (*skip*).

## Os detritos necessários

Toda essa preparação servirá para entender um caso real. Estaremos falando do satélite Italo-Holandês BeppoSAX. A motivação de tal experiência prática, é alarmante.



Desde meados de 1950 o homem tem colocado corpos em órbita. Até recentemente, as técnicas usadas nos instantes de injeção orbital ou na separação dos estágios de um lançador permitiam a geração de grande quantidade de detritos espaciais. São cinturões e módulos de acoplamento, fragmentos de parafusos explosivos, molas helicoidais, enfim, tudo que permanece com o estágio final

de um lançador e acompanha o satélite após a sua injeção em órbita. Na figura à esquerda, tem-se uma visão atual da quantidade de detritos espaciais (conhecidos como pontos vermelhos) que ainda permanecem em órbita terrestre.

Um veículo saterizador (vulgo foguete) é constituído de alguns estágios. Dependendo da velocidade e da massa do estágio, ele pode entrar em órbita ou retornar à Terra. O último estágio de um veículo saterizador acompanha sua carga útil (corpo ou corpos) até a injeção, permanecendo numa órbita próxima. Então, paira sobre nossas cabeças um conjunto de lixos espaciais que também reentrarão algum dia, e, pior, em trajetória de reentrada natural. Na verdade, a queda de detritos acontece todos os dias.



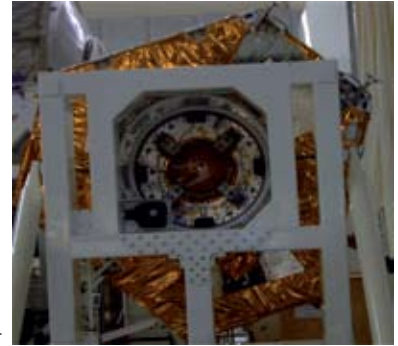
## **BEPPOSAX - As estimativas oficiais**

O BeppoSAX é um satélite Italo-Holandês lançado às 4:31 GMT em 30 de abril de 1996, no Cabo Canaveral, EUA, através do veículo lançador Atlas-Centaur. O BeppoSAX tinha 1400 kg de massa, 3,6 m de altura, 2,7 metros de diâmetro, controle de atitude em 3-eixos muito preciso e controle de órbita. Sua seção transversal era hexagonal. O painel solar, responsável pelo suprimento de energia para as baterias, tinha comprimento suficiente para envolvê-lo.

As figuras a seguir, mostram um desenho artístico do BeppoSAX com os painéis solares abertos e uma vista do painel inferior que ressalta o sistema de acoplamento que vai engatado ao último estágio de veículo lançador. Outras figuras



Desenho Artístico



Painel Inferior

interessantes sobre o BeppoSAX estão disponíveis na Internet, no portal <http://www.asdc.asi.it/bepposax/saximages.html>.

Conforme dados colhidos, a órbita inicial apresentava uma altitude mínima, o que é chamado de altitude de perigeu, de 575 Km, e altitude máxima, ou altitude de apogeu, de 594Km com inclinação de 4 graus com a linha do equador terrestre. Órbitas com tal magnitude de inclinação são denominadas de órbitas “quasi-equatoriais”. Órbitas com inclinação próxima dos 90 graus são denominadas órbitas polares. A diferença entre as altitudes de apogeu e perigeu nos dá a magnitude da excentricidade orbital. Uma forma matemática para calcular a excentricidade com tais dados é:

$$e = (R_a - R_p) / ((R_a + R_p) + 2xR_T)$$

onde:

$R_a$  é a Altitude de Apogeu (km)

$R_p$  é a Altitude de Perigeu (km)

$R_T$  é o raio da Terra (~6378 km)

Substituindo os valores, encontra-se  $e=0.001364$ .

O BeppoSAX não era preparado para realizar uma trajetória de reentrada comandada. Os painéis solares, apesar de parecerem uma grande asa na figura artística e induzirem alguma sustentação, não possuíam características necessárias para atender aos requisitos de uma reentrada: temperaturas elevadas, altas vibrações e desacelerações. “A missão do BeppoSAX foi encerrada em 30 de abril de 2002, devido à falhas em vários subsistemas do satélite, degradação das baterias e a queda acentuada da altitude devido ao arrasto atmosférico”.

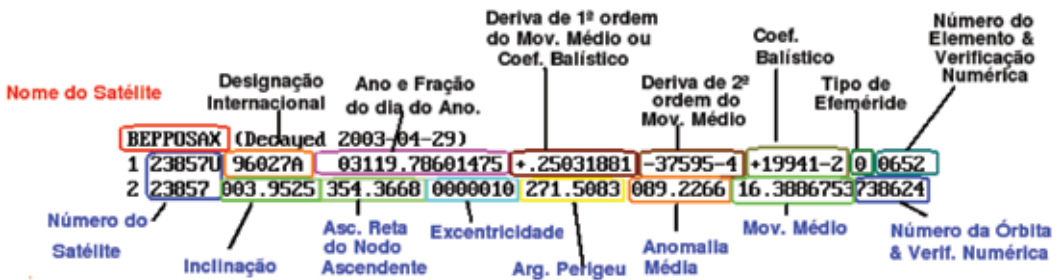


(<http://www.spaceflightnow.com/news/n0304/29sax/>). As fortes atividades solares induziram uma expansão da atmosfera e reduziram as altitudes orbitais praticadas. Em 29 de abril de 2003, segundo boletim, ele veio a reentrar. O portal <http://www.asdc.asi.it/bepposax/reentry/> apresenta um conjunto de boletins diários sobre a predição do local da queda. Nesse portal, com base nos dados orbitais da ASSN (*American Space Surveillance Network*) foi previsto o início da reentrada para às 22:06 GMT, indicando uma faixa entre, aproximadamente, 2 a 5 graus de latitude e de -100 a -160 graus de longitude. Não há reportagens de contatos visuais do fato. Segundo anunciado na *Spaceflightnow* (portal acima), os fragmentos que sobreviveram à reentrada caíram cerca de 200 milhas (520 Km) à noroeste das Ilhas Galápagos.

A última efeméride antes da queda, ou seja, os últimos elementos orbitais, disponíveis no space-track (<http://www.space-track.org/>, sujeito a autorização por senha) datam de 29-04-2006, no formato 2-lines são:

```
BEPPOSAX (Decayed 2003-04-30)
1 23857U 96027A 03119.78601475 +.25031881 -37595-4 +19941-2 0 6525
2 23857 003.9525 354.3668 0000010 271.5083 089.2266 16.3886753738624
```

O padrão 2-lines de efeméride é comum no meio aeroespacial e reflete valores de elementos orbitais keplerianos quase instantâneos, que denominamos de osculadores. A disposição dos valores é apresentada abaixo:



A conversão entre tais formatos não é trivial. Após a conversão têm-se os seguintes elementos keplerianos médios para o BeppoSAX, algumas horas antes de sua reentrada:

Data: 29/04/2003 18:51:51 GMT  
 Semi-eixo maior = 6553639.93 m  
 Excentricidade = 0.0000010  
 Inclinação = 3.9525 graus  
 Asc. Reta do nodo ascendente = 354.3668 graus  
 Argumento de perigeu = 271.5083 graus  
 Anomalia média = 89.2266 graus  
 Coef. Balístico =  $1.9941 \times 10^{-3}$   
 Movimento médio = 16.3886753 Rev/dia  
 Altitude Perigeu = 175.498 [km]  
 Altitude Apogeu = 175.511 [km]  
 Período = 88.000 [min]

A descrição detalhada dos campos do formato 2-lines pode ser encontrado em: <http://celestrak.com/columns/v04n03/> e uma ilustração dos elementos keplerianos em: [http://science.nasa.gov/Realtime/rocket\\_sci/orbmech/state/class.html](http://science.nasa.gov/Realtime/rocket_sci/orbmech/state/class.html).

O coeficiente balístico corresponde, conforme a representação 2-lines adotada pelo NORAD (*North American Aerospace Defense Command*), a razão entre o produto do coeficiente de arrasto, área vista e densidade de referência (nível do mar, 25°C,  $1.225 \text{ kg/m}^3$ ), pelo dobro da massa do satélite. A expressão matemática é:

$$CB = (\text{Densidade}_0 \times A \times Cd) / (2 * \text{Massa})$$

Um boletim de efemérides de 7Horas19Min42Seg antes desta medida, foi emitido com os seguintes valores:

BEPPPOSAX

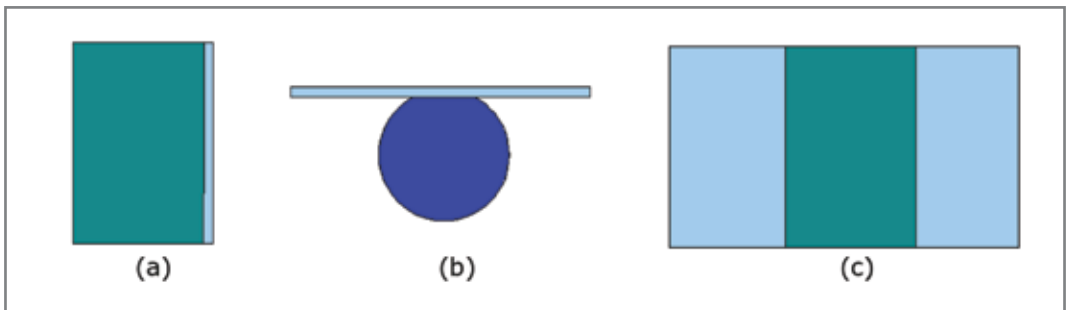
1 23857U 96027A 03119.48066962 .06986978 -36857-4 14226-2 0 6513

2 23857 003.9524 357.0909 0002972 259.6479 100.3277 16.29956364386193

Uma das consequências do arrasto é a circularização da trajetória (excentricidade próxima a zero) e torna-se notório com a queda de altitude. Como podemos observar, a excentricidade de 7 horas antes se apresentava em 0.0002972 enquanto que na última efeméride informava uma excentricidade de 0.0000010.

Havia uma redução para a ordem de  $10^{-6}$ , ou seja, uma órbita quase perfeitamente circular. Isso acontece pois com o crescimento da densidade atmosférica, também cresce a componente de arrasto. A redução de velocidade no perigeu reduz a altitude do apogeu. Em relação à atitude, apesar de não ser possível notar nos boletins, a força aerodinâmica induz torques que levam o satélite a buscar a menor resistência aerodinâmica e a condição de voo mais estável. Caso o satélite possua painéis solares, estes se comportam como asas buscando um perfil de menor arrasto. (Lembra do exemplo do carro? Experimente segurar uma folha de papel com uma das mãos. O que acontece? A folha se alinha com a velocidade de deslocamento do veículo! Certo?). Tecnicamente, isto quer dizer que ocorre uma tentativa de alinhamento do centro de pressão com o centro de massa na direção da velocidade.

Considerando as características geométricas do satélite, assim como a possibilidade dos painéis solares estarem ainda abertos e presos no início da reentrada, obtém-se 3 possibilidades de voo. Cada uma delas representando uma área vista de  $9,7 \text{ m}^2$ ,  $5,7 \text{ m}^2$  e  $30,5 \text{ m}^2$ , conforme as figuras (a), (b) e (c), respectivamente:



A Figura (a) representa a vista lateral do satélite, a figura (b) a visão frontal e a figura (c) a vista lateral com os painéis solares abertos.

Começemos uma análise pela figura c. Com o aumento da densidade e essa grande área de ataque, e admitindo a resistência dos painéis, o satélite giraria para a forma da figura (b). Se a atitude inicial é (a) e admitindo a resistência dos painéis, qualquer oscilação levaria a atitude do satélite também para uma condição semelhante a (b). Se a trajetória for longa e o painel solar resistir as vibrações admite-se, dadas as dimensões, que haja tempo para estabelecer o alinhamento da figura (b) antes dos painéis se soltarem e se fragmentarem. Além

disso deve-se buscar um valor de coeficiente de arrasto coerente com o perfil, considerando os dados disponíveis.

Considerando a massa do satélite em 1400 Kg, deve-se calcular qual posição apresenta o maior coeficiente de arrasto (ou a menor área). Substituindo tais valores na definição do coeficiente balístico, encontramos possíveis valores:

Massa (kg)	CD(a) Área 9,72 m <sup>2</sup>	CD(b) Área 5.73 m <sup>2</sup>	CD(c) Área 30,5 m <sup>2</sup>
1400	0,4689242	0,7954525	0,14944075

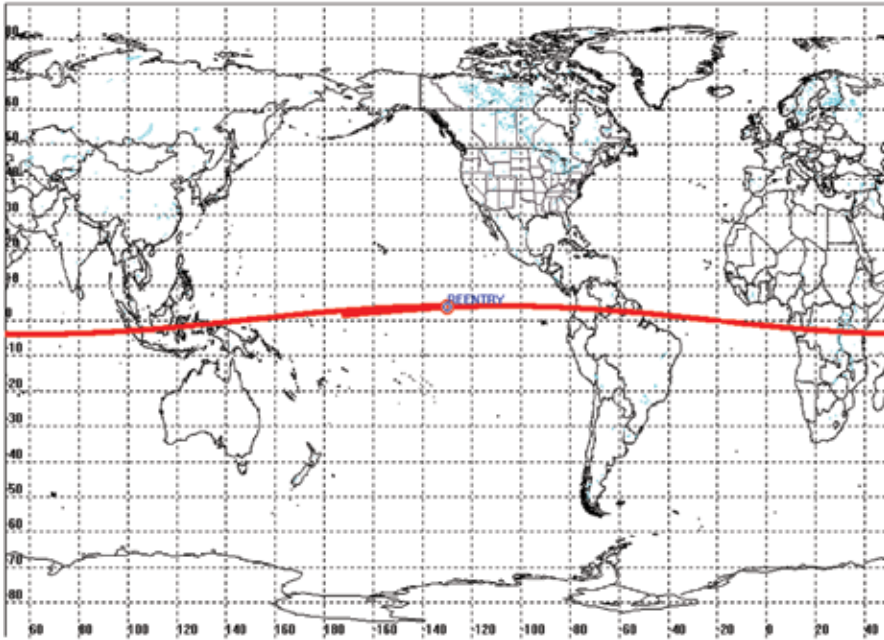
O maior valor de coeficiente de arrasto calculado que satisfaz a condição de menor área corresponde à forma da figura b. Os outros valores representam condições bastante irreais, pois seus valores estão aquém de um coeficiente de arrasto mínimo calculável para a geometria.

Os valores do coeficiente de arrasto e área vista usados para o cálculo são:

**A=5.73 m<sup>2</sup>,**  
**Cd médio= 0.7954**

É extremamente difícil prever onde um satélite ou um estágio de um lançador cairá após uma reentrada natural sem conhecer a atitude inicial (a orientação dos eixos do satélite), momentos de inércia (distribuição de massa no satélite), velocidades angulares do corpo do satélite (rotações nos 3-eixos do satélite), características aerodinâmicas (coeficientes de sustentação e arrasto e respectivas variações). O que pode ser previsto é a localização do satélite e uma estimativa de qual instante em que ele atinge a altitude de, aproximadamente, 120 km. Mesmo assim, veremos uma propagação de toda a trajetória de reentrada para observar e analisar os fenômenos que acontecem.

Ao acompanhar os boletins de números 23 a 25, do *Istituto di Scienza e Tecnologia dell'Informazione "Alessandro Faedo"*, em San Cataldo, Pisa, Itália, observa-se que tais boletins foram emitidos após a queda efetiva do satélite. Tal Instituto assumiu o início da trajetória de reentrada do BeppoSAX na data de 29 de Abril de 2003, às 22:06H GMT, no local indicado no mapa:



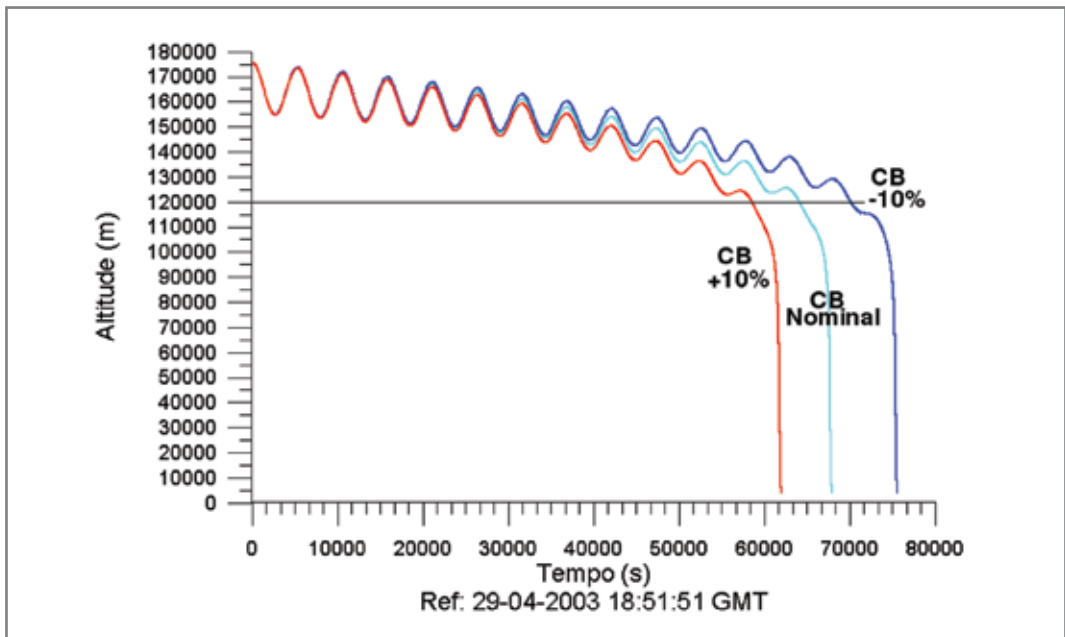
## De onde vieram os tais valores?

Do outro lado do mundo, no continente sul-americano, mais precisamente em São José dos Campos-SP, onde uma equipe de 3 profissionais do INPE trabalhava na propagação da trajetória de reentrada do BeppoSAX, justamente os autores deste capítulo.

Um dos propagadores numéricos assumia o modelo atmosférico de Jachia-77 para o cálculo da densidade atmosférica, que é válido para altitudes superiores a 90 km, e o coeficiente balístico fornecido pelas efemérides do NORAD com variações de 10%. O modelo Jachia-77 considera variações zonais, sazonais e atividade solar. Os valores encontrados para o início da trajetória de reentrada (altitude de 120 km) foram:

Coef. Balístico	DATA	Longitude	Latitude
0.0019942	2003-04-29 22:15:51	-72.625°	+3.2139°
0.0021926	2003-04-29 22:01:51	-130.621°	+3.5748°
0.0017948	2003-04-29 22:31:51	-14.844°	- 0.5295°

Um segundo propagador numérico usava o modelo atmosférico CIRA-86, propagava a trajetória com 3 parâmetros CD e área mínima, correspondendo ao último coeficiente Balístico (CB) informado com variações de  $\pm 10\%$ , mesmas condições orbitais iniciais. A diferença técnica é puramente do modelo atmosférico e o tempo de propagação. O modelo CIRA-86 é uma média de valores medidos em vários locais da Terra, aproveitando experimentos com balões estratosféricos e sondas meteorológicas. Implementa uma aproximação numérica, mas não considera a atividade solar da época atual ou mesmo fatores de correção. Relatórios técnicos indicam que o modelo apresenta boa confiabilidade para altitudes mais baixas (inferiores a 86 km), mas deixa a desejar, como podem ver, para altitudes superiores.

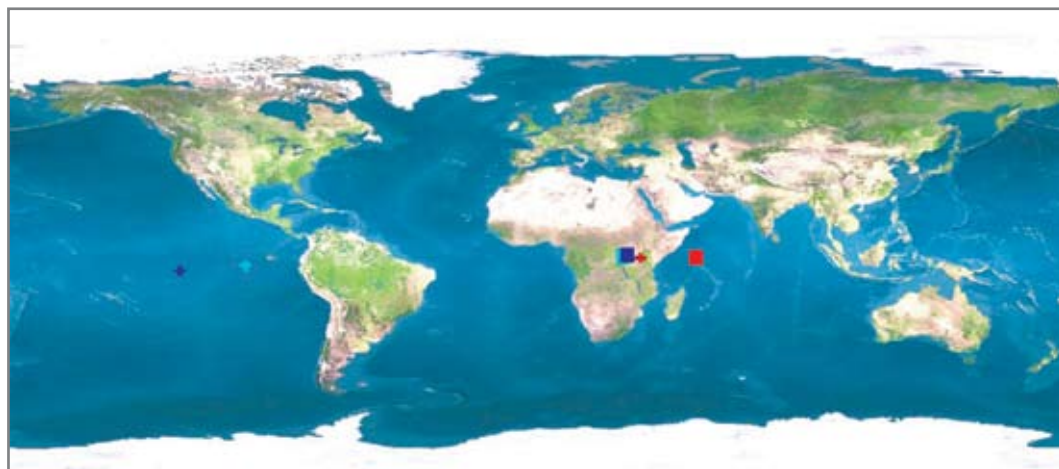


O traço à esquerda corresponde à trajetória do centro de massa considerando o Coeficiente Balístico (CB) informado acrescido de 10%. O traço central, para o CB nominal e o traço mais à direita com o CB informado reduzido de 10%. Nota-se que quanto maior for o Coeficiente de Arrasto então mais rápida será a trajetória de descida e menor será o tempo do percurso. Observa-se também que, para este modelo, o satélite só cairia várias horas após a última medida, e que uma variação de 10% sobre o valor do CB implica em tempos de queda radialmente diferentes e em locais diferentes, conforme será mostrado na figura a seguir.

Este segundo propagador forneceu as coordenadas e instantes de início da queda (120 km) e dos possíveis locais da queda (considera-se 4 km de altitude, pois não há variação significativa das coordenadas em altitudes inferiores):

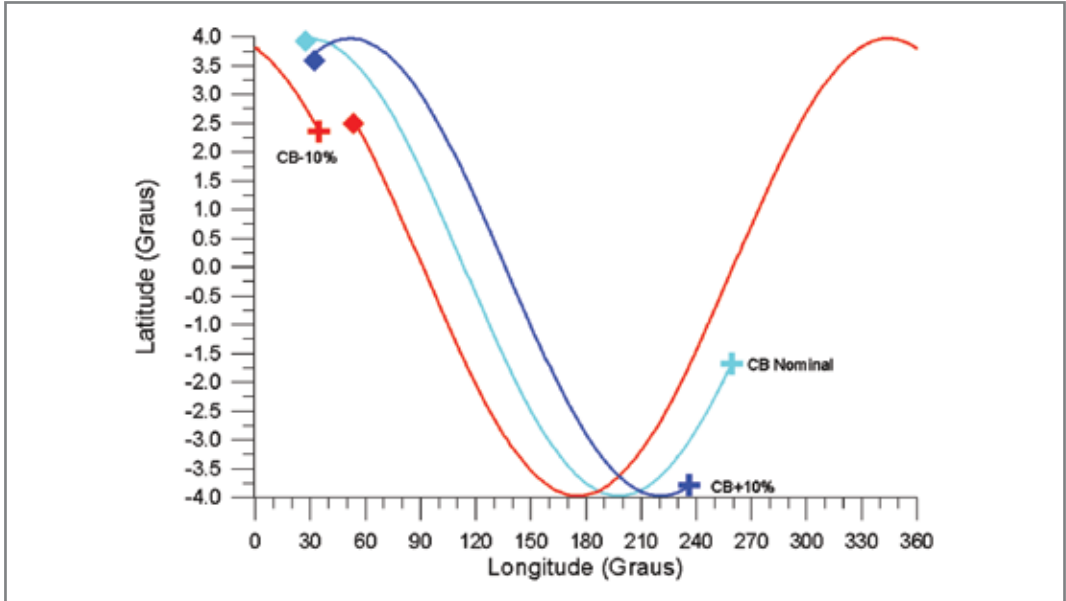
CB -10%	:(Início)	70120(14H31M58S)	053°19'51"E	02°34'21"N
	:(Término)	75498(15H50M10S)	033°54'02"E	02°24'32"N
CB Nominal	:(Início)	64120(12H40M32S)	027°06'21"E	03°58'07"N
	:(Término)	67829(13H42M19S)	101°10'41"W	01°41'53"S
CB +10%	:(Início)	58540(11H07M32S)	027°34'11"E	03°34'48"N
	:(Término)	61895(12H03M27S)	123°59'34"E	03°48'28"S

O caminho percorrido considerando as coordenadas terrestres são mostrados na figura a seguir.

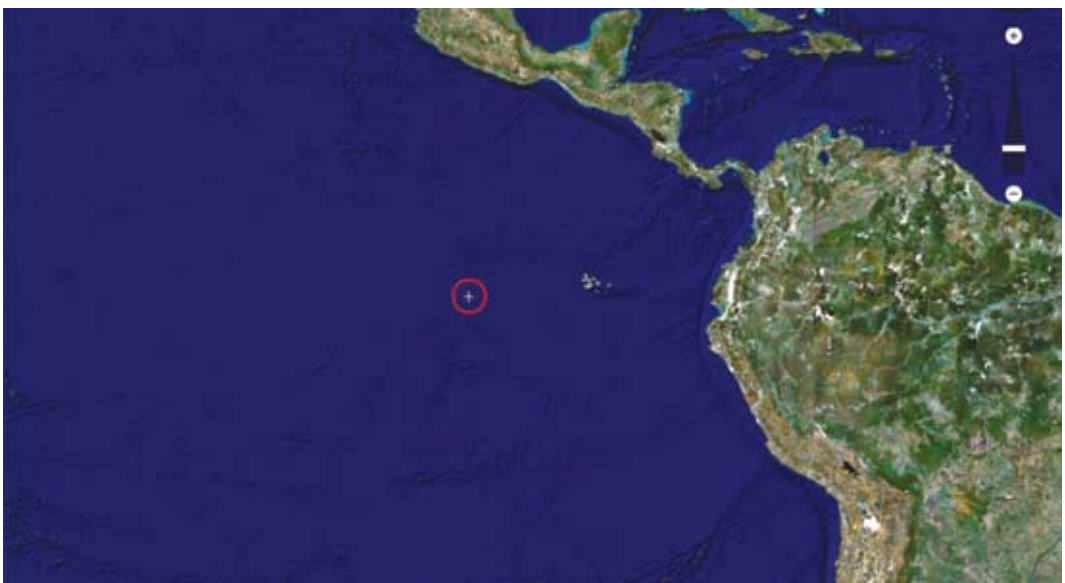


As localizações prováveis do início da reentrada e área de queda são mostradas no mapa. Um pequeno quadrado representa a posição inicial da reentrada. Uma pequena cruz localiza a provável região da queda. Quadrado e cruz de uma mesma cor correspondem à mesma trajetória. O quadrado mais à direita é a posição inicial da trajetória de reentrada que termina na marca em forma de cruz à esquerda. Ou seja, se o BeppoSAX realizou esta trajetória de então ele caiu sobre o continente africano. Se a trajetória realizada iniciou sobre o continente africano então ele poderá ter caído, ou próximo à Ilha Galápagos ou mais à oeste dela. O

gráfico abaixo apresenta as mesmas coordenadas prováveis de início e de queda, porém numa forma mais técnica e usando a simbologia citada.



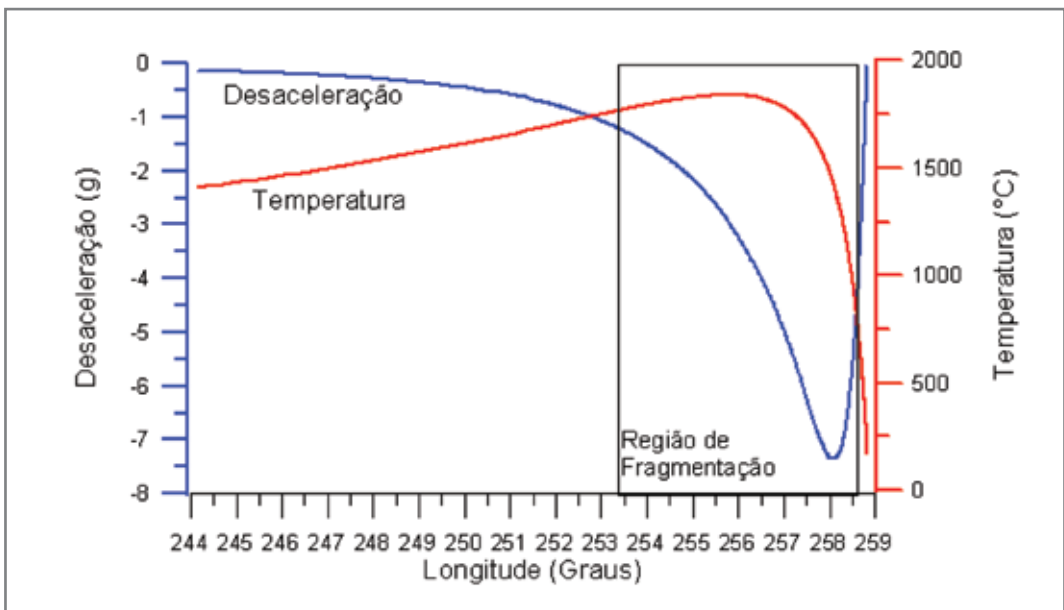
Considerando as condições nominais, a região de queda está próxima à Ilha de Galápagos, Oceano Pacífico. Na figura posterior aparece a provável região de





queda dos fragmentos mais pesados que sobreviveram à reentrada, representada por um círculo e traço interno. A imagem pode ser revista com mais nitidez e detalhes ao visitar o portal <http://www.flashearth.com/>.

Teoricamente, a fragmentação do satélite numa entrada natural ocorre em altitudes menores, e na região onde se tem alta temperatura e/ou alta desaceleração. O gráfico abaixo registra a zona de fragmentação de alta intensidade. Seguindo tal premissa, é nessa região de altitude onde partes sem muita resistência térmica se desintegram, ou as estruturas atingem o pico de temperatura de estagnação ( $\sim 1800^{\circ}\text{C}$ ). Esta temperatura equivale à temperatura da superfície do corpo sob ação direta do arrasto atmosférico. Em seguida vem o pico de desaceleração ( $-7.2\text{g}$ ), que sob condições normais de temperatura (menores que  $300^{\circ}\text{C}$ ) o satélite resistiria, mas não acima de  $1000^{\circ}\text{C}$ . O gráfico mostra o comportamento da desaceleração e da temperatura de estagnação para trajetória com CB nominal e modelo atmosférico CIRA-86.



Cada fragmento assumirá sua característica de velocidade, área, massa e coeficiente de arrasto. Considerando  $253^{\circ}$  ( $-107^{\circ}$ ) o início da fragmentação, tem-se 6 graus além do centro de massa como região passível de queda de detritos, ou seja, uma faixa de 1200 km compreendendo longitudes de  $-107^{\circ}$  a  $-95^{\circ}$  de longitude e de  $2.075^{\circ}\text{S}$  a  $1.430974^{\circ}\text{S}$

## Conclusão do caso BeppoSAX

Numa reentrada real, é praticamente impossível prever com precisão onde um satélite ou objeto cairá sem considerar outros parâmetros importantes tais como a atitude, os coeficientes aerodinâmicos e o modelo atmosférico fidedignos na modelagem dinâmica .

Numa reentrada real, a trajetória tenta a se circularizar completamente (excentricidade=0).

Não é trivial acertar um modelo de propagador à base da suposição. Sem dados completos a previsão do local e/ou do instante de queda é mera conjectura. Infelizmente, as informações de atitude e características aerodinâmicas, térmicas e estruturais, dentre outras, não chegaram em nossas mãos.

O aperfeiçoamento de modelos, as pesquisas e a busca pela independência tecnológica do nosso país são estímulos dos pesquisadores. Deseja-se um Brasil soberano e independente do exterior, uma vez que a “ajuda” tecnológica recebida é mínima como pudemos constatar. Cada país cuida do que lhe pertence e trata de defender seus interesses. O motivo pelo qual a Itália contactou o Brasil foi um só: havia a possibilidade do Bepposax cair em território brasileiro, assim como em qualquer país próximo da linha do equador, o que causaria prejuízos à população caso a área de detritos atingisse uma região habitada e eles não tinham certeza sobre a provável região da queda.

Infelizmente, sob o ponto de vista de rastreamento de objetos espaciais, ainda dependemos de informações, sempre restritas, do Sistema de Rastreamento norte-americano. O PNAE/2005-2014 prevê investir, na medida do possível e segundo as prioridades, em infra-estrutura de rastreamento e estimular ainda mais as pesquisas na área. Um projeto de infra-estrutura de rastreamento “dos sonhos” seria aquele que se integrasse aos sistemas de rastreamento internacionais existentes e que nos permitisse o seu uso sem “favores” ou restrição de acesso. Como foi dito, é “dos sonhos” e pode se concretizar algum dia. Uma grande virtude do povo brasileiro é a capacidade de improvisar e obter a melhor solução para as condições disponíveis. O caso BeppoSAX foi improvisado pois fomos pegos de surpresa. Os programas de computadores existentes e específicos de reentrada, antes desta experiência, só tinham sido testados em dissertações acadêmicas. Também existiam propagadores de órbita qualificados, mas atendiam às condições orbitais. Em poucas horas os modelos computacionais foram adaptados para a condição e urgência do caso BeppoSAX.

Em 27 de abril daquele ano um estágio Alfa-Centauro de um outro foguete Atlas, caiu na floresta amazônica, segundo dados do NORAD. O estágio pesava 3 toneladas e era parte de um foguete estrangeiro. Seus elementos orbitais no formato 2-lines eram, naquela data:

ATLAS 2AS CENTAUR R/B (Decayed 2003-04-27)

1 25240U 98014B 03117.33588757 .17643539 -15810-4 91280-3 0 9095

2 25240 022.4458 322.2292 0104969 021.1631 339.6159 16.24084768137794

A figura abaixo mostra a provável região de queda deste estágio, considerando dados estruturais colhidos na Internet. O centro do círculo vermelho indica a posição. Repare que, ao lado, temos Boa Vista, a capital do estado de Roraima.



Será que acertamos? Ainda bem que a floresta amazônica é bastante grande!!! Não é possível saber se o resultado está correto. O local exato não foi divulgado.

O Brasil possui 3 satélites em órbita: SCD-1, lançado em 1993, o SCD-2 lançado em 1998 e o SACI-1, lançado em 1999. Este último inoperante. As últimas coordenadas orbitais destes satélites, são:

SACI 1

1 25941U 99057B 06268.82180358 .00000075 00000-0 31532-4 0 8672

2 25941 098.5555 033.3335 0007548 246.8574 113.1828 14.49818785367533

SCD 2

1 25504U 98060A 06266.93713606 .00000106 00000-0 -21958-4 0 7012

2 25504 024.9947 114.8078 0017941 133.6514 226.5485 14.43046784418081

SCD 1

1 22490U 93009B 06269.14729040 .00000219 00000-0 10922-4 0 3273

2 22490 024.9702 279.1291 0043187 070.9638 289.5565 14.43376062718912

Quando os nossos satélites cairão? A resposta que pode ser dita é: “Não será antes de 2011”. Destes nós conhecemos todas as características para uma previsão do tempo e local de queda.

A probabilidade de um detrito espacial cair sobre nossas cabeças é muito pequena e inferior a 1/bilhão. Ironizando o fato, a probabilidade de acertar a mega-sena também é pequena e quase da mesma ordem! É incrível, mas não é raro um brasileiro acertar a mega-sena! Será que um satélite brasileiro cairia sobre um brasileiro? Por enquanto, não! Enquanto não cai, é melhor continuar aprimorando os propagadores de reentrada. Quem sabe, algum dia, seja possível anunciar que acertamos “na mosca” a região de queda de algum objeto após a sua reentrada atmosférica. E que não seja sobre a cabeça de alguém!

Num momento de inspiração filosófica, um dos autores tentou exprimir a experiência vivida no caso BeppoSAX:

“A motivação da vida científica é composta pela vontade de descobrir o desconhecido, aprimorar o conhecido, concluir que este ciclo não termina e jamais desistir. Não há dinheiro no mundo que pague o sabor de tais descobertas e aprendizados”.

*Ulisses Thadeu Vieira Guedes*

