

SISTEMA DE PROTEÇÃO TÉRMICA DA PLATAFORMA ORBITAL SARA

Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa

Paulo Moraes Júnior

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Sistemas Espaciais, 59072-970, São José dos Campos, SP, Brasil. E-mail: loures@iae.cta.br

Resumo

A viagem de retorno à Terra de um veículo espacial constitui uma operação complexa em que muitos fatores devem ser avaliados. Um destes fatores é o agressivo ambiente encontrado a cerca de 100 km de altitude e provocado pelo aquecimento cinético do veículo. Para superar esta fase, o veículo deve ser dotado de um Sistema de Proteção Térmica (SPT) adequado, o qual permita a sua chegada incólume à superfície do planeta. Para o veículo SARA, estão sendo previstas três soluções para o SPT, cada uma delas referente às tecnologias disponíveis no momento ou a desenvolver, à confiabilidade do projeto e aos recursos e tempos necessários para executá-lo. Tal enfoque evita que o SPT se torne o caminho crítico do projeto, permitindo que se teste os demais subsistemas do veículo através de uma arquitetura mais simples e barata até se chegar à concepção final.

Palavras-chave: SARA, Sistema de Proteção Térmica, Reentrada Atmosférica.

1. INTRODUÇÃO

O estudo do mecanismo de reentrada de veículos espaciais é um fenômeno altamente complexo que envolve desenvolvimentos nas áreas de aerodinâmica de alta velocidade, transferência de calor, ciência dos materiais, química, bem como de métodos e processos para simular, pelo menos em parte, estas condições de reentrada.

O IAE, através de sua Divisão de Sistemas Espaciais, vem desenvolvendo um veículo denominado Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), cuja missão engloba uma fase orbital e um posterior retorno à Terra com a subsequente recuperação em solo [1].

Para o projeto de tal veículo, deve-se inicialmente entender as condições de contorno que envolvem uma reentrada: o escoamento de alta velocidade, a atmosfera rarefeita, as altas temperaturas e a inter-relação destes fenômenos com a superfície dos materiais candidatos ao Sistema de Proteção Térmica (SPT). Em seguida, deve-se escolher o método de proteção a ser utilizado e levantar as características relevantes para que o sistema atenda a uma série de requisitos técnicos como, por exemplo, baixa massa, solicitação às cargas em vôo, resistência ao desgaste frente ao agressivo ambiente de reentrada, etc. O passo seguinte é a definição e teste dos materiais escolhidos, seguido do projeto e ensaios de sistema. Todas estas etapas envolvem profissionais e meios, além de uma logística considerável.

Por fim, tais sistemas devem trabalhar dentro de requisitos de confiabilidade de forma a diminuir o grau de incerteza do projeto, ao garantir uma certa repetibilidade de resultados.

O objetivo deste trabalho é discutir as soluções apresentadas para o Sistema de Proteção Térmica do Veículo SARA, assumindo três concepções principais: ablativa, parcialmente reutilizável e reutilizável. Estas três concepções representam uma abordagem realista do projeto em função das tecnologias disponíveis no momento para o assunto em questão, e dos tempos e recursos necessários para desenvolver as novas tecnologias previstas.

2. O MEIO AMBIENTE DE REENTRADA

Quando um veículo em órbita sofre uma indução de reentrada, ele está no início de um processo que irá reduzir a sua velocidade de aproximadamente 28400 km/h, ou 7,9 km/s, a zero. Neste processo de redução de velocidade, o veículo perturba o meio ambiente que o cerca e é por ele influenciado. No final do processo, cerca de 31,4 MJ/kg tiveram que ser dissipados. Parte desta energia por massa é transferida para o veículo e parte segue com o ar que escoou ao seu redor. O conhecimento dos fatores que influenciam ou tomam parte desta troca é de importância vital para o projeto dos Sistemas de Proteção Térmica.

Ao ser iniciada a indução de reentrada, um veículo hipotético estaria a 300 km de altitude. A primeira fase do vôo de volta se inicia neste ponto e termina a 120 km, constituindo-se em uma trajetória Kleperiana. A fase de aproximação, de 30 km de altitude até o solo, quando ocorre o acionamento dos pára-quedas (a aproximadamente 6 km). Este trabalho se ocupará somente com a fase que vai de 120 km de altitude até 30 km, quando o veículo entra com alta velocidade em uma atmosfera mais densa, reduzindo esta velocidade de 7,6 km/s a 2,0 km/s. É nesta fase que a maior parte da energia cinética do veículo deverá ser dissipada pela frenagem na atmosfera.

Embora não seja o objetivo deste trabalho a discussão da dinâmica de reentrada, que envolve considerações, muitas vezes interrelacionadas, sobre ângulos de reentrada, coeficientes balísticos e razões L/D, é importante se ter uma idéia do perfil de velocidades na reentrada, pois dele dependem muitas das reações que ocorrem na superfície do veículo, assim, observa-se este perfil para o SARA [2] na Fig. 1.

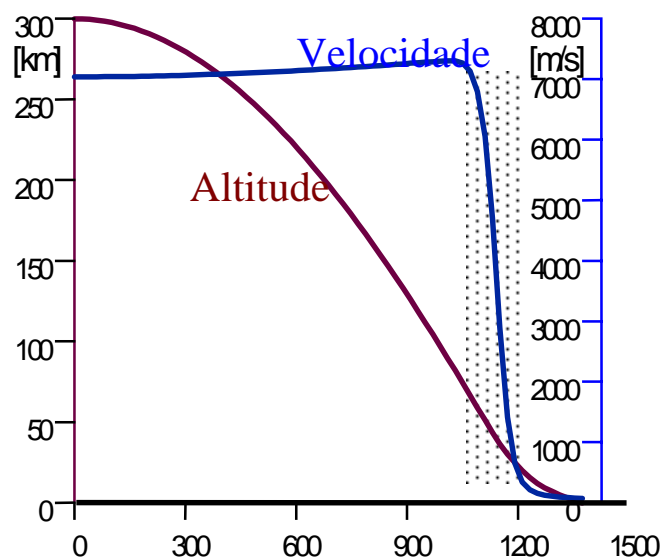


Figura 1. Variação de velocidades do veículo SARA na reentrada [2].

Na realidade, a trajetória descrita na Fig. 1 envolve um valor nominal. Os cursos possíveis de trajetória se encontram em uma pequena faixa, denominada corredor de reentrada, cujo limite superior é estabelecido pela carga térmica máxima e o limite inferior é dado por requisitos estruturais (grande desaceleração) e por um fluxo de calor máximo .

O problema é que os pré-requisitos de fluxo de calor e carga térmica mínimos no veículo são antagônicos: a trajetória descrita no corredor de reentrada como sendo o limite inferior permite uma reentrada rápida, ocasionando um fluxo térmico alto e uma forte desaceleração em altitudes baixas, muito embora a carga térmica absorvida seja menor. A trajetória do limite superior proporciona uma reentrada mais lenta, com um fluxo térmico menor, mas com uma maior carga térmica, pois o aquecimento se desenvolve por um período de tempo mais longo. No primeiro caso, o fluxo térmico alto irá exigir o uso de materiais no veículo capazes de suportar temperaturas mais altas e que sejam bons isolantes térmicos, enquanto o segundo caso exigirá materiais com uma inércia térmica maior. Um exemplo desta diferença para uma reentrada da cápsula Apollo, forneceria um fluxo térmico de $12,5 \text{ MW/m}^2$ e carga térmica de 4050 MJ , para o primeiro, e $4,2 \text{ MW/m}^2$ de fluxo e 8185 MJ de carga para o segundo caso.

O veículo SARA possui um fluxo de calor máximo de aproximadamente 2 MW/m^2 no ponto de estagnação e uma temperatura de mais de 2000 K , como pode ser visto na Fig. 2. Um fluxo desta ordem de grandeza e temperaturas tão altas exigem a utilização de sistemas e materiais especiais para garantir uma temperatura de $90 \text{ }^\circ\text{C}$ na parede interior do veículo.

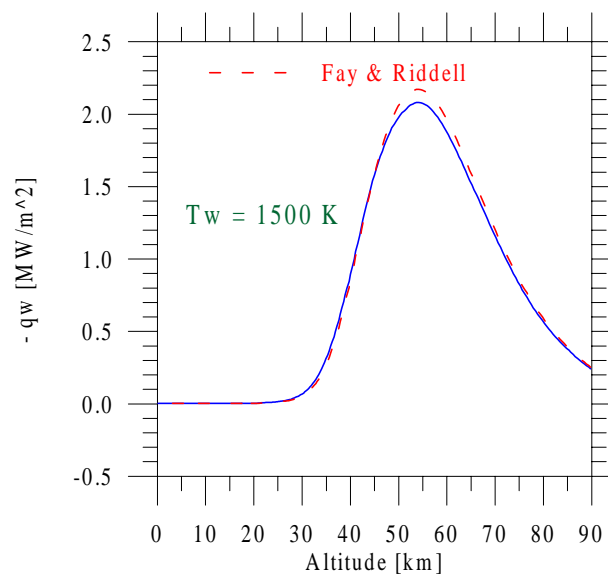


Figura 2. Fluxo Térmico sobre o ponto de estagnação do veículo SARA [3]

Um escoamento de alta velocidade ao redor de um veículo espacial terá regiões de alta temperatura nas quais processos físico-químicos podem ocorrer e que podem ser fortes o bastante para influenciar este escoamento. Estes processos dependem da velocidade de vôo do veículo, já que um escoamento de alta velocidade transforma-se em um escoamento de alta entalpia ao cruzar a onda de choque destacada de um veículo na reentrada.

Um processo térmico ocorre no ar a altas temperaturas quando a energia começa a ser estocada nos diferentes graus de liberdade internos do gás e nos processos reativos que mudam a sua composição química. Quando a velocidade do escoamento aumenta, a energia é armazenada inicialmente sob a forma de excitação vibracional. Isto ocorre a partir de $v=1\text{km/s}$. Quanto a velocidade chega a $2,5 \text{ km/s}$, o modo vibracional está completamente excitado e o oxigênio começa a se dissociar. Este fenômeno se completa a aproximadamente 5 km/s , quando, então, inicia-se a dissociação do nitrogênio. Finalmente, a 10 km/s , também

esta dissociação atinge seu limite e a ionização tem início. Estes processos dependem de colisões moleculares e interações radiativas, relacionando-se com as condições de cinética química, chegando-se a um equilíbrio ou não-equilíbrio conforme o caso.

Em resumo, uma grande quantidade de energia cinética do escoamento é convertida em energia interna do gás. Esta energia pode transformar-se em energia translacional das moléculas, apresentando-se sob as formas de translação, rotação, vibração e de excitação de elétrons. Uma outra possibilidade é a ocorrência de reações químicas como a dissociação de componentes do ar, ionização ou emissão de radiação.

Os processos vibracionais e químicos são criados na onda de choque deslocada e relaxam com uma velocidade característica após esta onda. Uma relaxação vibracional só pode ser conseguida por um número grande de colisões moleculares, daí existir a região de não-equilíbrio térmico após a onda de choque. O fluxo nas proximidades do veículo pode ser considerado como estando em equilíbrio térmico e isso ocorre porque o não-equilíbrio vibracional, que pode ocorrer devido a recombinações catalíticas de átomos, relaxa rapidamente próximo à região da parede.

Situação semelhante ocorre no caso das reações químicas, pois o equilíbrio químico só é atingido quando não se está criando nem destruindo espécies químicas. O retorno ao equilíbrio após a onda de choque depende do coeficiente de velocidade da reação e da densidade do ar. De um modo geral, pode-se dizer que o fluxo é quimicamente “congelado” no início da reentrada e em equilíbrio próximo à camada limite (Fig.3).

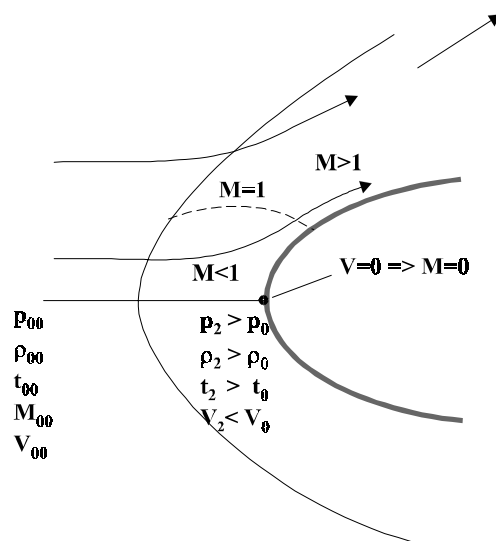


Figura 3. Escoamento próximo ao veículo na reentrada

No caso específico do não-equilíbrio termoquímico após a onda de choque, tomando-se um modelo de cinco espécies (N_2 , O_2 , NO , N e O) se observa que o N_2 e O_2 estão dissociados no equilíbrio e N é a espécie dominante. Considerando-se ainda o conhecido efeito de “blackout” das telecomunicações entre o veículo e a estação de terra, pode ser interessante acrescentar a ionização ao um modelo para justificar este efeito, adicionando-se as espécies NO^+ e o elétron e^- . Deve-se ressaltar ainda, que no início do processo de não-equilíbrio, após a onda de choque, o acoplamento entre os efeitos vibracionais e químicos é significativo.

3. O SISTEMA DE PROTEÇÃO TÉRMICA DO VEÍCULO SARA

Ao tentar idealizar um sistema de proteção térmica (SPT) para a reentrada atmosférica de um veículo espacial, o especialista é confrontado, atualmente, com quatro tipos de tecnologias

mais utilizadas – a proteção térmica ablativa, a reradiativa, o sistema ativo e o método de poço de calor. Somente os dois primeiros tipos de SPT serão considerados aqui. O sistema ativo, que se utiliza da circulação de um fluido à frente ou por dentro da estrutura considerada para resfriá-la e o método de poço de calor, que tenta enfrentar a reentrada com materiais de enorme inércia térmica, não serão abordados neste trabalho.

O primeiro sistema – a proteção ablativa – é o mais estudado e de eficácia comprovada por uma grande quantidade de vôos russos e americanos realizados desde a década de 60. Foi com este tipo de proteção térmica que as naves Apollo trouxeram seus astronautas em segurança para a Terra. Neste caso, a espessura do SPT variou entre 23 e 76 mm, com uma densidade superficial de aproximadamente 100 kg/m^2 .

Na proteção ablativa, o fluxo térmico é consumido por sublimação, evaporação e dissociação das moléculas do material do escudo térmico. A oxidação na superfície do material tende a criar uma camada de gás próxima à esta superfície (Fig. 4) com uma temperatura mais baixa que a temperatura do gás externo proveniente do fluxo de alta entalpia e que não depende deste fluxo, sendo um valor fixo para cada material. Esta camada criada de gás absorve energia e tem, então, um papel de proteção. Além disso, a camada carbonizada logo abaixo proporciona uma redução adicional do fluxo de calor através da emissão por radiação da energia absorvida.

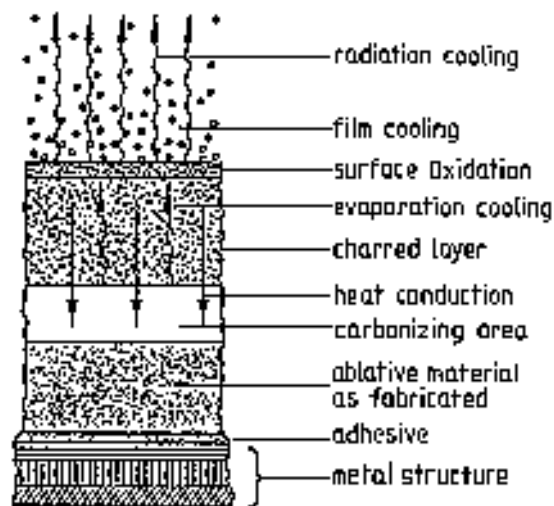


Figura 4. Ablação na superfície do veículo [4].

Os materiais dos SPT ablativos são, normalmente, um “honeycomb” de carbono preenchido com resina fenólica com alguma carga de asbesto, fibra de vidro ou de carbono. A desvantagem da proteção ablativa reside no fato de se ter uma superfície externa cuja geometria vai se alterando com o escoamento e pela necessidade de se fabricar uma nova proteção térmica para vôos subsequentes do veículo.

O IAE optou por este tipo de proteção térmica para a primeira versão do veículo SARA por ser um tipo de tecnologia já dominada pelo instituto há cerca de dez anos. Materiais ablativos vêm sendo utilizados nas tubeiras dos foguetes de sondagem e do Veículo Lançador de Satélites com grande sucesso. Seu método de fabricação parte de fitas de tecido de carbono pré-impregnadas com resina fenólica e processadas através do processo de “tape wrapping” para se obter uma estrutura cônica que é, em seguida, polimerizada em uma hidroclave à pressão de 80 bar e temperatura de $165 \text{ }^\circ\text{C}$. O material assim obtido constitui uma estrutura bastante densificada com excepcional resistência à ablação e, ao mesmo tempo, boa resistência estrutural.

Ao mesmo tempo, encontra-se em fase de desenvolvimento no Instituto um material ablativo à base de espuma de carbono que permitiria enfrentar o mesmo ambiente de reentrada com uma massa menor. Tal material, no entanto, deve ainda passar por testes ablativos e câmaras de alta entalpia para ser qualificado.

O sistema de proteção térmica reradiativo, por outro lado, tem como base a devolução ao ambiente sob a forma de radiação de parte da energia absorvida do fluxo externo. A quantidade de energia devolvida ao ambiente é dada pela Lei de Stefan-Boltzmann:

Os materiais que são utilizados em um sistema de proteção reradiativo possuem ainda a característica de se desgastarem pouco em face às condições extremas do fluxo de plasma incidente sobre si na reentrada. Com isso, permitem a utilização do conceito de multimissões, ou seja, o veículo, ao sofrer um desgaste mínimo, é capaz de ser colocado em órbita novamente após uma pequena manutenção. Tais materiais podem ser o carbono/carbeto de silício (C/SiC), o carbono/carbono (C/C) ou o carbeto de silício/carbeto de silício (SiC/SiC). Eles possuem ainda como característica uma grande emissividade ($> 0,8$), o que proporciona um desempenho bastante alto na devolução da energia absorvida ao ambiente, poupando o material de permanecer sob altas temperaturas durante muito tempo e aumentando, com isso, a sua vida útil. Como os componentes construídos com os materiais citados não irradiam somente para o exterior do veículo, mas também para o interior, faz-se necessária a utilização de um isolamento térmico entre as camadas internas e a subestrutura, tornando o SPT mais pesado. A desvantagem deste tipo de tecnologia, no entanto, refere-se mais aos altos custos e aos longos tempos de fabricação do que ao eventual aumento de massa.

O IAE pretende utilizar este conceito para desenvolver o seu segundo tipo de proteção térmica para o Veículo SARA. O material escolhido é o carbono/carbono (C/C), ou seja uma material em que as fibras de carbono estão envoltas em uma matriz também de carbono. Tal material vem sendo objeto de pesquisas no IAE desde alguns anos e os resultados são extremamente promissores. No presente momento, o desenvolvimento está concentrado na fabricação de uma garganta de tubeira para os motores-foguete de propulsão sólida do IAE.

O processo de obtenção do material envolve a fabricação de uma pré-forma de tecido de carbono e resina fenólica. Esta pré-forma é aquecida a temperaturas acima de 1000°C para a eliminação das substâncias orgânicas da resina, restando um esqueleto de carbono envolvendo as fibras de carbono. Este esqueleto é então submetido a uma nova impregnação com resina a alta pressão e novamente carbonizado num processo de densificação. O processo é repetido até que se obtenha a densidade desejada.

Um SPT baseado em materiais à base de C/C resiste muito bem à temperatura, porém não à oxidação, fazendo-se mister uma proteção superficial à base de carbeto de silício. Como está camada superficial se desgasta após o vôo, é necessário que o material seja retrabalhado de forma a proporcionar-lhe uma nova proteção, de onde surge o conceito de reutilização parcial.

O terceiro tipo de proteção térmica seria baseada no carbono/carbeto de silício (SiC/C). Este material consiste na conjunção de fibras de carbono, que lhe fornecem a resistência mecânica, com uma matriz cerâmica de carbeto de silício, que proporciona a resistência ao ataque do oxigênio atômico a altas temperaturas.

A Fig.5 fornece uma idéia da arquitetura do SPT com o SiC/C. Basicamente, a estrutura é dividida em três partes: a calota, o cone e a região traseira. A calota seria um componente monobloco estruturado de SiC/C. Sua concepção envolve o conceito de “estrutura quente”, ou seja, ela deve cumprir funções de estrutura primária mesmo a temperaturas acima de 1000°C . O interior do veículo é separado da calota por um isolamento multicamadas em que se

intercalam camadas de isolamento cerâmico de baixa densidade e baixa condutividade térmica com camadas muito finas de ouro ou platina com alta refletividade.

A parte cônica é composta de placas estruturadas de SiC/C acopladas a uma subestrutura por elementos de união por parafusos de SiC/C. A segmentação desta parte do SPT se faz mister devido às dilatações térmicas diferenciais

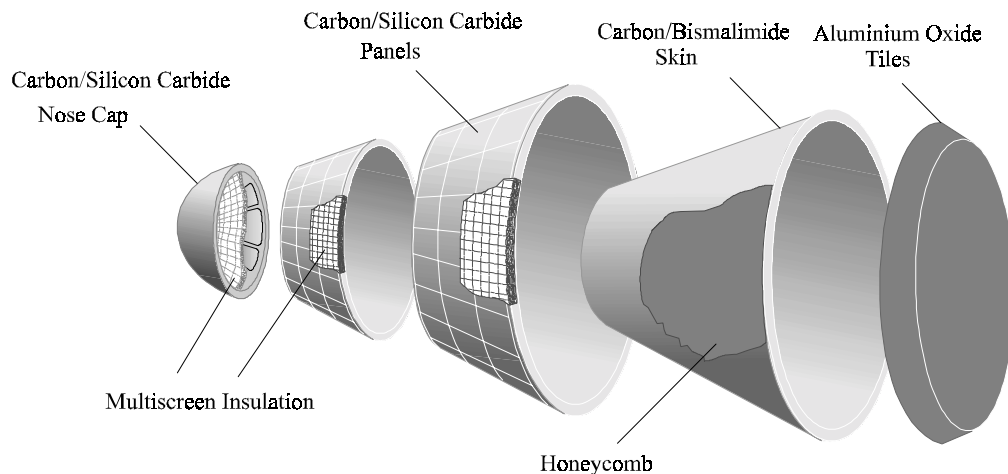


Figura 5. Arquitetura do SPT reutilizável

Esta região do SPT parte do conceito de “estrutura fria”, ou seja, as placas de SiC/C e o isolamento multicamadas são responsáveis somente pela proteção térmica, enquanto a subestrutura desempenha funções estruturais. Esta subestrutura seria formada numa concepção sanduíche, com as faces de fibra de carbono/ resina bismaleimida e a colmeia de fibra de carbono/ resina polimida.

A parte traseira do SPT encontra-se na chamada “sombra do escoamento” e, portanto, é submetida a temperaturas menores. Ela seria feita de material leve de alumina ou carbono, dependendo da temperatura máxima da região.

O maior desafio no desenvolvimento deste SPT consiste no projeto termo-estrutural. As dilatações térmicas diferenciais entre os componentes do SPT e entre este e a subestrutura, causadas por grandes gradientes de temperatura superficiais e ao longo da espessura, são capazes de causar danos estruturais que diminuiriam a vida útil do SPT ou, até mesmo, causariam uma ruptura catastrófica de algum componente, causando a perda da missão.

O cálculo térmico teria, então, como principal objetivo fornecer a distribuição de temperaturas no veículo de forma a se calcular com precisão esta dilatação térmica diferencial. No que concerne à transferência de calor, a situação é menos crítica, pois não se pretende trabalhar com estruturas otimizadas, mesmo que isto signifique um aumento de massa. Espera-se com isso aumentar a confiabilidade do sistema e capacitá-lo a enfrentar cargas não nominais, decorrentes, por exemplo, de ângulos de ataque maiores que os estipulados em projeto.

Como pode ser observado, o ambiente de reentrada de um veículo espacial em viagem de retorno à Terra é complexo e exige um cuidadoso desenvolvimento de um SPT para proteger a carga útil. As três concepções apresentadas representam uma adaptação das necessidades de projeto às tecnologias e orçamentos disponíveis no momento. A expectativa é que a colocação da plataforma SARA em situação operacional permita que sejam criadas as condições

técnicas e financeiras para um subsequente desenvolvimento do sistema em direção à reutilização.

4. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] P.Moraes Jr., SARA. A Recoverable Orbital Plataforma, German-Brazilian Workshop on Aerospace Technology '97, São José dos Campos, 27-30 Out'97

[2] Documento da Figura de Variação de Velocidades

[3] Documento da Figura de Fluxo Térmico

[4] Kochendörfer, R.: Design of Thermal Protection Systems and Materials, Space Course Aachen 1991, Aachen, Alemanha, Fevereiro de 1991