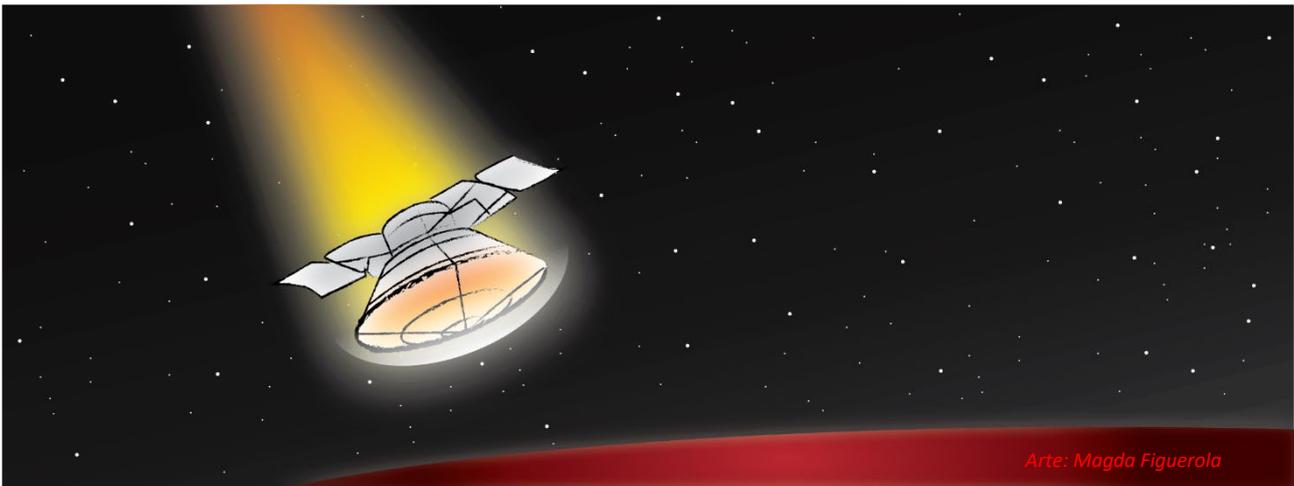


Escudo Térmico Para um Pouso em Marte

Claes Fredriksson e Luca Masi
Granta Design, 300 Rustat House, 62 Clifton Rd, Cambridge CB1 7EG, UK

Publicado inicialmente em Junho de 2017



Arte: Magda Figuerola

Conteúdo

1. Introdução.....	2
2. Como resolver o problema?	3
3. Como selecionar materiais para aplicações aeroespaciais no CES EduPack?	5
4. Resultado	6
5. Análise e verificação da realidade.....	Error! Bookmark not defined.
6. Qual a contribuição do CES EduPack?.....	8
Referências	9

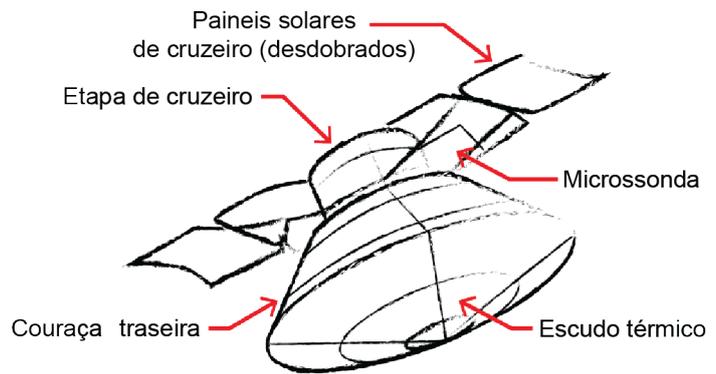
Resumo

Este estudo de caso foi concebido para motivar os estudantes usando um assunto estimulante e contemporâneo: a exploração espacial. Ele mostra como a mecânica/resistência dos materiais pode ser associada com a metodologia de seleção sistemática de materiais e demonstra como é possível visualizar até quatro índices de mérito de materiais em paralelo.

Especificamente, investigamos como o CES EduPack pode ser usado na seleção do material para o escudo térmico usado para entrar na atmosfera de Marte e pousar no planeta. Linhas de acoplamento são usadas para encontrar materiais leves de alta performance candidatos para essa exigente aplicação, sujeita a várias restrições conflitantes. Opções de ligas metálicas leves são comparadas com compósitos e estruturas em sanduíche usando as ferramentas do software.

1. Introdução

Este é um exemplo de como estudos de caso avançados mas envolventes podem ser usados para estimular o interesse de estudantes de engenharia. Hoje, existe um enorme interesse e atividade em torno da exploração de Marte e de viagens tripuladas ao planeta. As condições em Marte devem ser investigadas e, para tanto, espaçonaves que pousem em Marte carregando equipamento como veículos (*rovers*), devem ser lançadas desde a Terra, viajar pelo espaço com a missão de tocar a superfície de Marte com segurança. Atualmente, essas tentativas são realizadas pelo programa europeu/russo *Exomars*, por exemplo. Algumas tentativas de pousos suaves tiveram sucesso já desde 1971 (Mars3).



À medida que a nave se aproxima da superfície do “planeta vermelho”, um dos desafios é passar pela atmosfera a uma velocidade inicial de aproximadamente 21 000 km/h, gradualmente desacelerando enquanto ocorre um aquecimento por fricção. Embora a atmosfera de Marte (CO₂ e metano) seja mais rarefeita que a da Terra, a temperatura superficial frontal do escudo térmico é considerável e precisa ser reduzida de em torno de 1750°C para 170°C na estrutura interna, durante a descida. Alguns eventos-chave e velocidades durante a frenagem são mostrados abaixo [1].

Altitude		Velocidade		Evento
121 km	75 mi	21 000 km/h	13,000 mph	Entrada na atmosfera
45 km	28 mi	19 000 km/h	12,000 mph	Pico de aquecimento
11 km	6.8 mi	1 700 km/h	1,100 mph	Abertura do paraquedas
7 km	4.3 mi	320 km/h	200 mph	Ejeção do escudo térmico inferior e ativação do radar doppler
1,2 km	0.75 mi	240 km/h	150 mph	Ejeção do escudo térmico superior e do paraquedas
1,1 km	0.68 mi	250 km/h	160 mph	Ativação dos retrofoguetes
2 m	6.6 ft	4 km/h	2.5 mph	Desativação dos retrofoguetes
0 m	0 ft	10 km/h	6.2 mph	Pouso nos para-choque sob a aeronave

Para suportar as altas temperaturas, o pousador tem que estar equipado com um Sistema de Proteção Térmica – *Thermal Protection System (TPS)*. Trata-se de um escudo térmico, com a forma aproximada de uma calota esférica que deve reduzir a temperatura superficial frontal em cerca de 1600°C durante a descida. O TPS do pousador *Exomars* é composto de 90 telhas com sete formatos e espessuras distintos, cada um composto de *Norcoat Liege* desgaseificado e unidos com cola de silicone. *Norcoat* [2] é um material elastômero que combina um pó de cortiça com uma resina fenólica ablativa, aplicados em espessuras de 8 a 18 milímetros, dependendo das áreas do escudo térmico. O *Norcoat* mantém a temperatura interna do material sob a superfície abaixo de 170°C e o isolamento adicional reduz a temperatura interna do pousador

a 50°C aproximadamente. O escudo térmico é ejetado antes do pouso em si, mas precisa conservar sua integridade até este momento.

Os componentes estruturais são feitos de estruturas em sanduíche de alumínio com camadas externas de polímero reforçado com fibra de carbono – *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP). A plataforma superficial tem uma massa de cerca de 300 quilogramas e possui uma estrutura deformável na parte inferior. Os processos que ocorrem no material do escudo térmico incluem carbonização, fusão e sublimação por um lado, e pirólise do outro. A pirólise cria gases que são soprados para fora e criam o bloqueio convectivo e o fluxo de calor catalítico desejado. O fluxo de calor radiativo é reduzido com a introdução de compostos de carbono na camada de gás fronteira, o que o torna opticamente opaco.

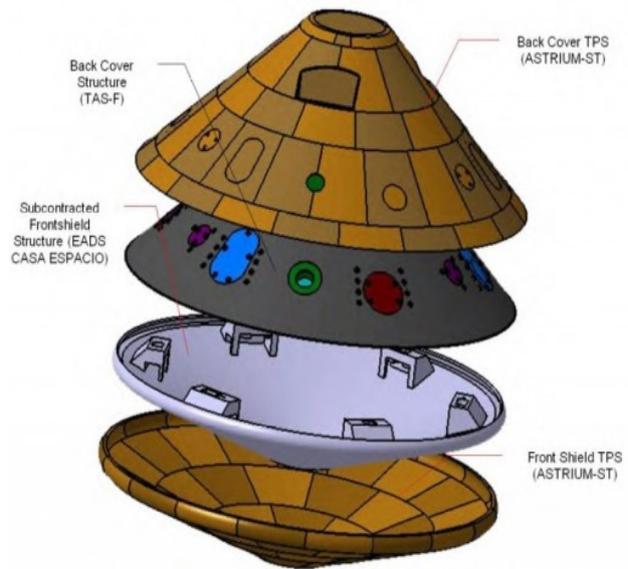


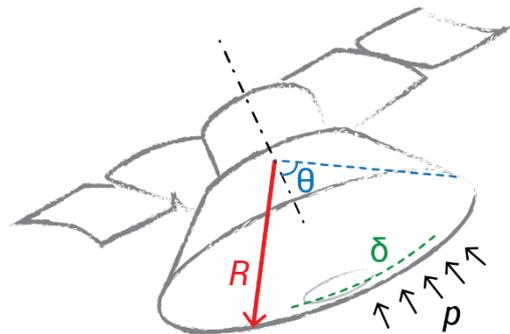
Imagem: ESA (CC BY-SA 3.0 IGO)

A espaçonave do US Mars Science Laboratory (MSL) é protegida do ambiente de intenso calor gerado ao entrar na atmosfera de Marte graças a um ablator fenólico impregnado com carbono – *Phenolic Impregnated Carbon Ablator* (PICA), desenvolvido no centro de pesquisa AMES, da NASA [3]. Trata-se de um material de proteção térmica que ganhou o prêmio NASA Invention of the Year em 2007. É um material para proteção ao calor ligeiramente mais denso que a madeira de balsa, projetado para proteger uma espaçonave durante sua entrada escaldante em atmosferas planetárias. Antes da MSL, a sonda espacial Stardust já havia usado um escudo térmico com esse material.

2. Como resolver o problema?

Vamos aproximar a forma do escudo térmico do pousador por uma calota esférica. Nosso objetivo principal é minimizar a massa da peça estrutural (não da barreira térmica), sujeita às solicitações. Existem quatro índices de mérito para os materiais (definidos abaixo) que podem ser úteis. Estes índices refletem *restrições* de:

- **Deflexão** (rigidez)
- **Flambagem** (rigidez)
- **Resistência** (escoamento)
- **Dano** (fratura)



Eles nos ajudarão a explorar o problema mecânico num *gráfico de propriedades*. Usamos equações padrão de mecânica e resistência dos materiais para este fim (ver, por exemplo, Roark [4]). Na parte de seleção, nós consideramos apenas os materiais incluídos na base de dados *Aerospace*, que podem ser vistos como uma restrição adicional. Uma restrição final (térmica) é a temperatura máxima em serviço, que deve ser de pelo menos 170°C.

Para o **objetivo**, minimizar a massa, m , de uma calota esférica, consideramos a parte superior de uma esfera fina de raio R e espessura t . A densidade é notada ρ e o ângulo semi-central θ . A massa é dada por:

$$m = 2\pi R^2 (1 - \cos\theta) \rho t \quad [\text{eq. 0}]$$

Já que trataremos a espessura como variável de projeto, nós eliminamos t para permitir uma livre escolha de material. Expressões para t que podem ser substituídas na eq. 0 podem ser deduzidas para cada uma das restrições listadas acima.

O estudo de caso foi inspirado de um exercício preparado pelo Dr. Tom Dragone da Orbital Science Corporation, e pelo Professor Kevin Hemker do Departamento de Engenharia da Johns Hopkins University. Para dos dados entrados e das deduções dos índices de mérito foram extraídos do que eles propuseram. Nós usaremos $R=1,8$ m e $\theta=35^\circ$.

A. Deflexão

Das equações básicas [4] que a deflexão, δ , causado pela pressão externa, p (como indicado na ilustração esquemática acima), a espessura do material pode ser definida por:

$$\delta = \frac{pR^2}{2Et} \leq \delta_{\max} \quad \Rightarrow \quad t \geq \frac{pR^2}{2E\delta_{\max}} \quad [\text{eq. 1}]$$

em que E é o módulo de Young. Usando essa equação para eliminar as variável livre de projeto, t , do objetivo, eq. 0, obtemos uma expressão que representa o limite inferior de m :

$$m_1 \geq \pi \frac{p}{\delta_{\max}} R^4 (1 - \cos\theta) \frac{\rho}{E}$$

Para minimizar m , precisamos portanto encontrar um material que minimize o índice de mérito: $M_1 = \frac{\rho}{E}$

B. Flambagem

A calota está sob carregamento compressivo devido à resistência da atmosfera e deve suportar tensão até a pressão crítica [4]:

$$p \leq kE \frac{t^2}{R^2} \quad \Rightarrow \quad t \geq \sqrt{\frac{p}{kE}} R \quad [\text{eq. 2}]$$

O parâmetro k pode ser calculado a partir de uma relação empírica especificada em Roark, Tabela 15.2 [4] e depende da geometria do escudo térmico. Pode incluir também um fator de segurança, S_f (tipicamente 1,5 para aplicações aeroespaciais). Aqui colocaremos $S_f=1$. Se a eq. 2 for usada para eliminar o parâmetro de projeto na eq. 0, então:

$$m_2 \geq \frac{2\pi}{\sqrt{k}} \sqrt{p} R^3 (1 - \cos\theta) \frac{\rho}{\sqrt{E}}$$

Para minimizar m , precisamos agora minimizar o índice de mérito: $M_2 = \frac{\rho}{\sqrt{E}}$

C. Resistência

Para expressar a restrição de resistência, a equação normal para a tensão lateral numa esfera sob pressão externa radial pode ser usada:

$$\sigma = \frac{pR}{2t} \leq \sigma_y \quad \Rightarrow \quad t \geq \frac{pR}{2\sigma_y} \quad [\text{eq. 3}]$$

Substituindo esta expressão na eq. 0 para eliminar t resulta num limite inferior para a massa:

$$m_3 \geq \pi p R^3 (1 - \cos \theta) \frac{\rho}{\sigma_y}$$

Para minimizar m dessa vez, precisamos minimizar o índice de mérito:

$$M_3 = \frac{\rho}{\sigma_y}$$

D. Dano

O critério de dano está ligado à tenacidade à fratura K_{Ic} . Substituindo a tensão aplicada no comprimento crítico de trinca, usando a eq. 3, obtemos um requisito em t , para evitar a propagação da trinca:

$$\sigma \sqrt{\pi a_c} = \frac{pR}{2t} \sqrt{\pi a_c} \leq K_{Ic} \quad \Rightarrow \quad t \geq \frac{pR \sqrt{\pi a_c}}{2 K_{Ic}} \quad [\text{eq. 4}]$$

Substituindo essa expressão na eq. 0 para eliminar t resulta no seguinte limite inferior para a massa:

$$m_4 \geq \pi^{3/2} p \sqrt{a_c} R^3 (1 - \cos \theta) \frac{\rho}{K_{Ic}}$$

Para minimizar m neste último caso, precisamos então minimizar o índice de mérito:

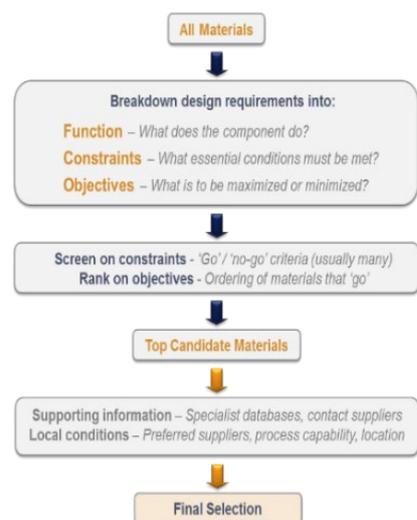
$$M_4 = \frac{\rho}{K_{Ic}}$$

3. Como selecionar materiais para aplicações aeroespaciais no CES EduPack

Para investigar materiais potenciais, nós seguimos a metodologia de seleção racional de Ashby *et al.* [5], ilustrada esquematicamente no diagrama ao lado. A **Função** será de resistir às forças mecânicas durante a entrada na atmosfera de Marte. Como mencionado acima, usaremos o Level 3 da base de dados **Aerospace** e adicionaremos a **restrição térmica** de *Temperatura Máxima de Serviço* > 170°C. As quatro **restrições mecânicas** estão integradas no objetivo (minimizar a massa) resultando nos índices deduzidos acima.

A seleção é iniciada clicando **Chart/Select** na barra principal e escolhendo **Aerospace materials**. Isso resulta num subconjunto inicial de mais de 700 materiais, principalmente ligas metálicas e compósitos. O subconjunto de materiais para aplicações aeroespaciais é plotado em dois gráficos de propriedades acoplados. Um com M2 vs M1 e o outro (clicando novamente em Chart/Select) com M4 vs M3. Para plotar índices de mérito nos eixos, a opção *advanced* da etapa Chart é usada.

Os dois primeiros índices representam restrições ligadas à rigidez que limitam os esforços de redução de massa. A reta de seleção pode ser desenhada para cada eixo (ver gráfico abaixo; vermelho para flambagem e azul para deflexão) e os melhores materiais para cada tarefa são aqueles com menor valor de M à medida que as retas de seleção são movidas rumo ao zero. Contudo, um material com boa performance num índice, permitindo um valor baixo para a massa, ainda pode ter uma má performance em outro índice, impedindo a redução de massa. Por isso usamos retas de seleção acopladas.

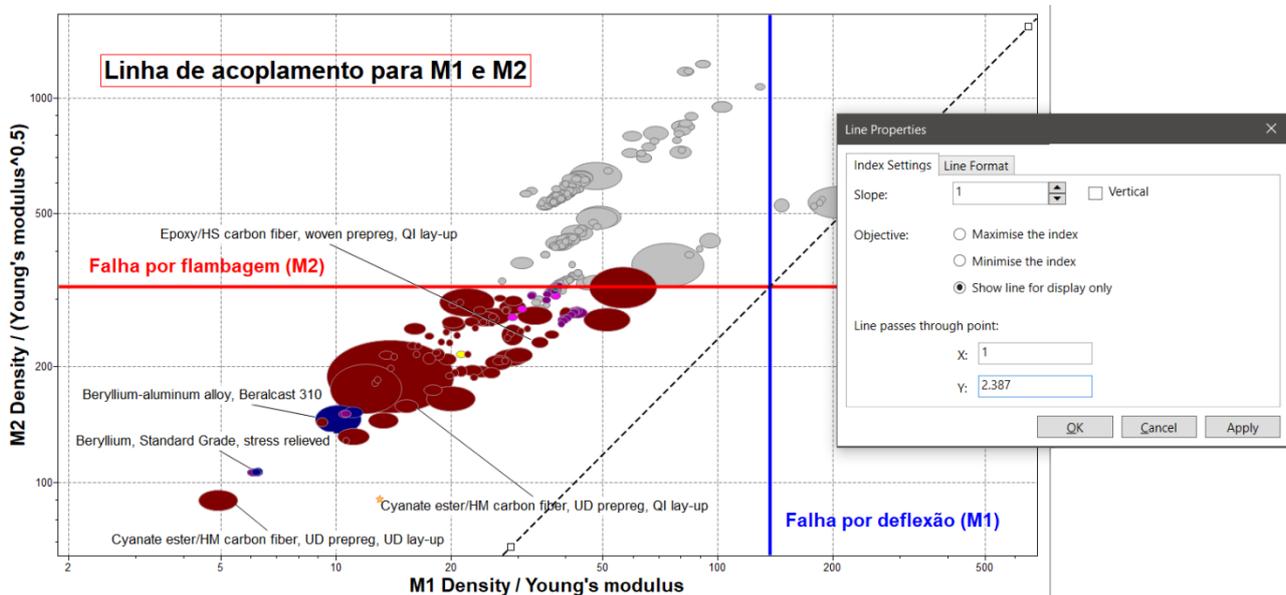


4. Resultado

Um ponto importante na redução da massa é que os limites inferiores conforme todas as restrições devem ser correspondentes para que nenhum índice falhe antes do outro. No primeiro caso, $m_1=m_2$, ou, mais claramente, o ponto em que o material falha simultaneamente em ambas as restrições. Esse compromisso pode ser representado pela linha de acoplamento. A linha de acoplamento pode ser expressa em termos de M_1 e M_2 (no limite da igualdade):

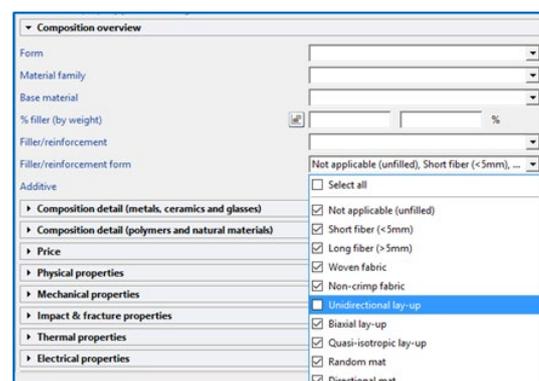
$$\left. \begin{aligned} m_1 &\geq \pi \frac{p}{\delta_{\max}} R^4 (1 - \cos \theta) M_1 \\ m_2 &\geq \frac{2\pi}{\sqrt{k}} \sqrt{pR^3} (1 - \cos \theta) M_2 \end{aligned} \right\} m_1=m_2 \implies M_2 = \underbrace{\frac{\sqrt{p\sqrt{k}R}}{2 \cdot \delta_{\max}}}_{C_c} M_1$$

Nós usamos $p=0,000041368$ GPa (6 psi), $k=0,17$, e $\delta_i=0,001$ m, para obter a constante de acoplamento:
 $C_c = 2,387$



Os materiais com melhor performance, até aqui, são aqueles com menor valor dos índices, dentro das duas retas de seleção que se cruzam num ponto sobre a reta de acoplamento. A reta de acoplamento é uma reta com inclinação 1 (por conta das escalas logarítmicas dos eixos), de posição determinada por $C_c = 2,387$, fixada ao definir as propriedades da linha (e.g. com clique direito sobre a reta), especificando um ponto de coordenadas (1, 2,387), como mostrado na figura acima. Nesse gráfico, temos aproximadamente 80 materiais dentro da área selecionada.

São sobretudo polímeros termofixos com reforço de fibra de carbono ou ligas de berílio. Nessa etapa, observamos que é irreal utilizar plenamente as propriedades unidirecionais (isotrópicas) dos compósitos com fibra devido à geometria do escudo térmico e seu processo de fabricação. Adicionamos então um filtro para eliminar todos os materiais unidirecionais com uma etapa de *Limite*, escolhendo assim fibras tecidas, quase isotrópicas, configurações biaxiais, etc. que fornecem valores mais realistas das propriedades laterais. Isso é feito ao desmarcar a opção unidirecional em *Composition overview* na linha *Fiber/reinforcement form*.

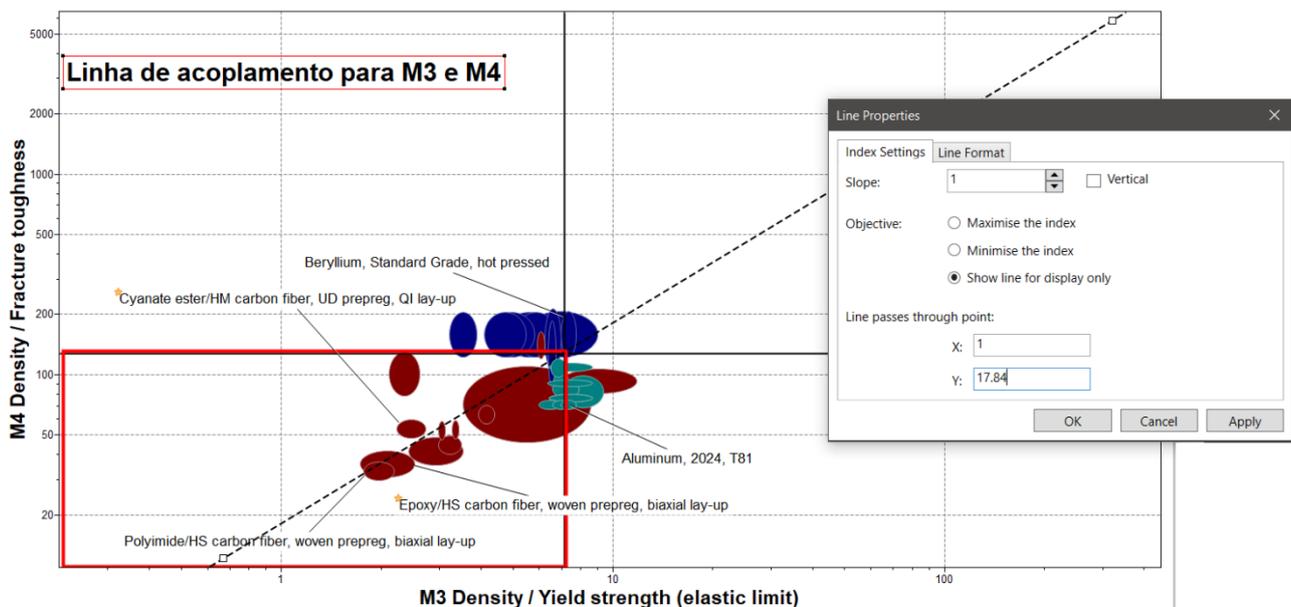


O segundo gráfico mostra os índices de mérito M3 e M4, com a reta de acoplamento. Assim como para o gráfico anterior, nos criamos uma reta de acoplamento para a qual uma falha ocorrerá no mesmo ponto para as duas restrições, M3 e M4. Com isso, quando $m_3=m_4$ nos limites inferiores dos índices:

$$\left. \begin{aligned} m_3 &\geq \pi p R^3 (1 - \cos\theta) M_3 \\ m_4 &\geq \pi^{3/2} p \sqrt{a_c} R^3 (1 - \cos\theta) M_4 \end{aligned} \right\} m_3=m_4 \Rightarrow M_4 = \frac{1}{\underbrace{\sqrt{\pi} \sqrt{a_c}}_{C_c}} M_3$$

Ao invés de duas retas de seleção, usamos agora uma caixa de seleção, com um canto sobre a reta de acoplamento. Novamente, a inclinação é 1 e a posição é determinada pela constante de acoplamento. O comprimento crítico da fissura a ser utilizado depende do tamanho dos defeitos que podem ser detectados via testes. Neste caso, usaremos um valor de comprimento crítico de fissura $a_c=0m001$ m, resultando numa constante de acoplamento $C_c=17,84$.

Os materiais resultantes são agora determinados pelos dois gráficos acoplados e os candidatos devem ter boa performance em ambos. Idealmente, suas massas também deveriam corresponder. Nesse caso, nós simplesmente reduzimos o número de materiais que passam pela segunda seleção a em torno de 25, o que inclui o berílio nos resultados.

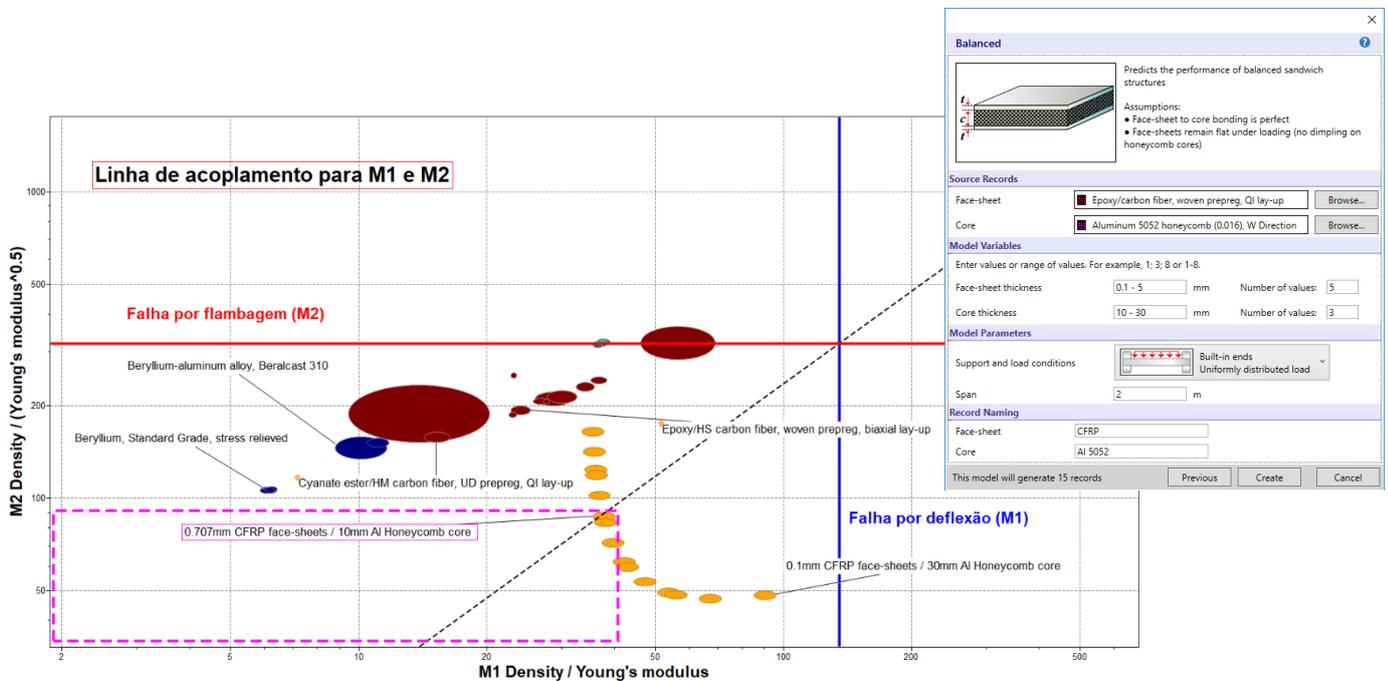


5. Análise e verificação da realidade

Os materiais resultantes são sugestões que devem ser escrutinadas e aprofundadas. Os parâmetros usados são realistas? Como lidar com o acoplamento entre os dois gráficos? E como são os painéis em sanduíche usados no escudo térmico dos pousadores reais?

O ponto ótimo de acoplamento dos dois gráficos é algo que poderia ser aprofundado mas está fora do escopo deste curto estudo de caso. Podemos, no entanto, usar a ferramenta *Synthesizer* com seu modelo de painéis em sanduíche para estimar e comparar propriedades dos materiais sugeridos anteriormente com um núcleo de alumínio alveolar recoberto por lâminas de CFPR.

Geramos dados usando o *Synthesizer* para uma combinação de materiais disponíveis no EduPack: compósitos de epóxi/fibra de carbono e uma estrutura alveolar de Al 5052. Uma carga distribuída num painel engastado de ambos os lados e vão de 2m foi usada como a melhor aproximação da tampa esférica do escudo térmico.



Os resultados estimados para uma faixa de painéis em sanduíche são então plotados juntos aos outros materiais remanescentes, revisitando o primeiro gráfico como visto acima. Os materiais da base aeroespacial estão todos à esquerda da reta de acoplamento, indicando que falhariam por flambagem se a massa fosse reduzida. As propriedades dos painéis em sanduíche (em laranja) são, de fato, melhores que os candidatos aeroespaciais. O melhor nesse caso é indicado usando a caixa de seleção rosa. Fica evidente neste exemplo que a melhor performance é obtida em materiais próximos à reta de acoplamento, o que representa um bom compromisso entre os índices de mérito. Painéis em sanduíche desse tipo usados em pousadores reais podem ser projetados desta maneira e é sabido que estas estruturas híbridas são bem adequadas à redução de massa em aplicações com alto grau de exigência.

6. Qual a contribuição do CES EduPack?

O estudo do caso de seleção de materiais para um Pouso em Marte [6] propõe uma plataforma estimulante para a discussão da seleção de materiais no campo de aplicações aeroespaciais. Neste caso, exploramos como múltiplas restrições podem ser trabalhadas com linhas de acoplamento, usando equações básicas e métodos visuais.

O CES EduPack, associado à expertise de um professor de materiais, sugere as seguintes conclusões:

- Como o objetivo principal é minimizar a massa, o CES EduPack pode auxiliar na proposta de vários materiais aeroespaciais que atendem às restrições térmicas e mecânicas como por exemplo: epóxi reforçado com fibra de carbono, berílio e ligas de alumínio.
- Dois gráficos acoplados podem ser usados para a seleção, baseados nos índices de mérito. Os índices que representam as quatro restrições foram pareados, com cada par relacionado a uma linha de acoplamento no gráfico. As linhas de acoplamento são úteis para igualar restrições em problemas do tipo “min-max”.
- A ferramenta Synthesizer do CES EduPack pode gerar propriedades estimadas de estruturas híbridas como as usadas nos pousadores reais: estruturas alveolares em Al entre lâminas de CFRP. Estas podem ser comparadas diretamente no gráfico de seleção anterior.
- O estudo de caso ressalta os benefícios dos painéis em sanduíche em termos de diminuição de massa, o que é primordial em aplicações aeroespaciais.

Referências

1. Informações gerais sobre o Schiaparelli: https://en.wikipedia.org/wiki/Schiaparelli_EDM_lander
2. Informações de projeto: <http://spaceflight101.com/exomars/schiaparelli-edm/>
3. Sistemas de Proteção Térmica da Nasa:
https://www.nasa.gov/centers/ames/research/msl_heatshield.html
4. Roark's formulas for stress and strain, W. C. Young and R. G. Budynas (2002), 7th ed. McGraw-Hill
5. Ver por exemplo Ashby, M.F. (2016) "Materials Selection in Mechanical Design", 5th ed., Butterworth Heinemann.
6. Outros estudos de caso podem ser encontrados aqui:
<http://teachingresources.grantadesign.com/Type/casestudies>