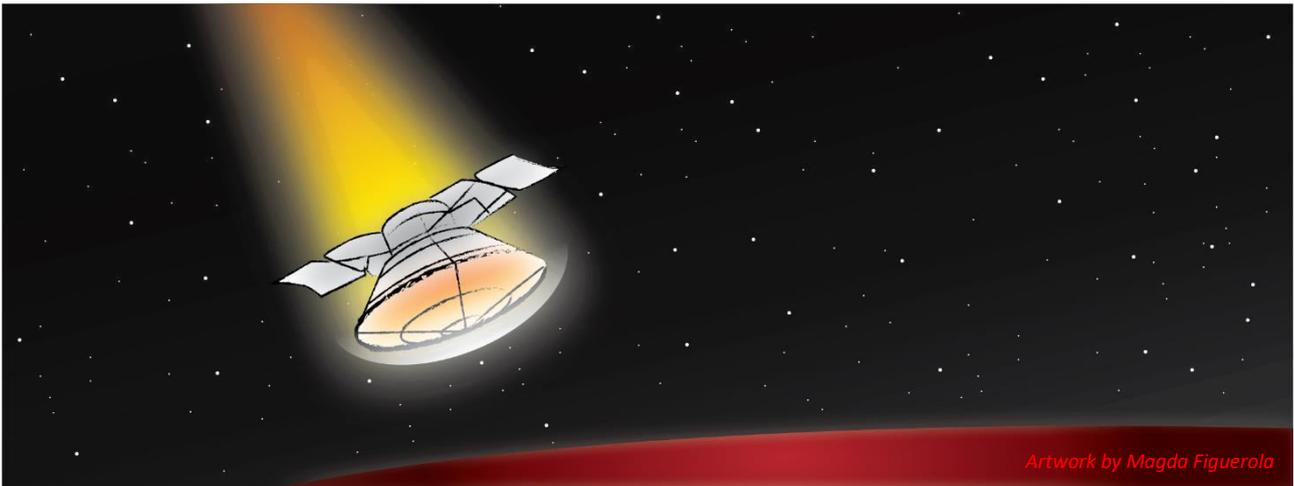


Escudo térmico del aterrizador de Marte

*Claes Fredriksson and Luca Masi. Translated by Sara Onrubia (Granta Design)
Granta Design, 300 Rustat House, 62 Clifton Rd, Cambridge CB1 7EG, UK*

First published June 2017



Contenido

1. Introducción	2
2. ¿Cuál es el problema?	3
3. Cómo seleccionar materiales aeroespaciales en CES EduPack	5
4. Resultados	5
5. Análisis y control de realidad	7
6. ¿Cuál es la contribución de CES EduPack?	8
Referencias	8

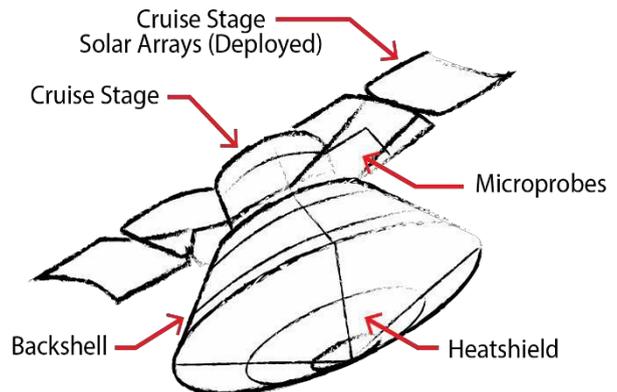
Resumen

Este caso práctico está diseñado para captar la atención de los estudiantes en la investigación de un tema emocionante y contemporáneo: la exploración espacial. Mostraremos cómo la mecánica de materiales / resistencia de materiales se pueden combinar con la metodología sistemática de selección de materiales y demostraremos como se pueden visualizar hasta cuatro índices de materiales en paralelo.

Más concretamente, investigaremos como CES EduPack puede ayudarnos a seleccionar un material para el escudo térmico de un aterrizador que entra en la atmosfera de Marte. Utilizaremos las líneas de acoplamiento para encontrar candidatos que sean de bajo peso y elevado rendimiento para cumplir con los requisitos en conflicto de esta exigente aplicación. Haremos comparaciones entre aleaciones ligeras, materiales compuestos y estructuras tipo sándwich utilizando las diferentes herramientas del software.

1. Introducción

Este es un ejemplo de cómo los casos prácticos avanzados pero atractivos, pueden usarse para estimular el interés de los estudiantes de ingeniería. Actualmente hay un enorme interés y actividad en torno a la exploración espacial y los viajes de humanos a Marte. Para lograr esto, en primer lugar, debemos investigar y conocer las condiciones en Marte, tarea reservada a los vehículos (rovers) equipados en los aterrizadores. Estos, deben ser lanzados desde la Tierra y viajar por el espacio con la misión de aterrizar cuidadosamente y de forma segura sobre el paisaje de Marte. Hoy en día estos intentos se hacen, por ejemplo, dentro del programa ruso-europeo *Exomars*. Hubo intentos previos exitosos ya en 1971 (*Mars3*).



A medida que la nave se aproxima a la superficie del "planeta rojo", uno de los retos es pasar a través de la atmósfera a una velocidad inicial de alrededor de 21,000 km/h, que irá disminuyendo de forma gradual mientras se calienta debido a la fricción. Aunque la atmósfera de Marte (CO₂ y metano) es más delgada que la de la Tierra, la temperatura de la superficie frontal del escudo térmico es considerable y debe reducirse desde unos 1,750 °C a 170 °C en la estructura interna durante el descenso. Velocidades durante la deceleración y acontecimientos clave [1]:

Altitud		Velocidad		Acontecimiento
121 km	75 mi	21,000 km/h	13,000 mph	Entrada en la atmósfera
45 km	28 mi	19,000 km/h	12,000 mph	Calentamiento máximo
11 km	6.8 mi	1,700 km/h	1,100 mph	Despliegue de paracaídas
7 km	4.3 mi	320 km/h	200 mph	Eyector de blindaje térmico inferior y radar doppler activado
1.2 km	0.75 mi	240 km/h	150 mph	Escudo térmico superior y paracaídas expulsados
1.1 km	0.68 mi	250 km/h	160 mph	Cohetes de retroceso (Retro-rockets) activados
2 m	6.6 ft	4 km/h	2.5 mph	Cohetes de retroceso (Retro-rockets) desactivados
0 m	0 ft	10 km/h	6.2 mph	Aterrizaje sobre el paragolpes inferior de la nave espacial

Para soportar las elevadas temperaturas, el aterrizador debe estar equipado con un Sistema de Protección Térmico (TPS - *Thermal Protection System*). Se trata de un blindaje térmico con forma de casco que necesita reducir la temperatura de la superficie frontal en torno a unos 1600 °C durante el descenso. El TPS del *Exomars* está compuesto por 90 losetas con 7 formas diferentes y distintos espesores fabricadas de un material aislante denominado *Norcoat Liège* unidas por un pegamento de silicona. *Norcoat* [2] es un material elastomérico combinado con polvo de corcho y una resina fenólica ablativa, que se aplica en espesores de entre 8 y 18 mm dependiendo de la zona del escudo térmico. *Norcoat* mantiene la temperatura interna del material subyacente por debajo de los 170 °C y un aislamiento adicional reduce las temperaturas internas del módulo a aproximadamente 50 °C. El escudo térmico es expulsado antes de que se realice el aterrizaje propiamente dicho, pero es preciso que se mantenga su integridad hasta entonces.

Los componentes estructurales están hechos de estructuras tipo sándwich de aluminio recubiertos por polímero reforzado con fibra de carbono (CFRP). La plataforma superficial pesa en torno a 300 kg y consiste en una estructura deformable en la parte inferior. Los procesos que ocurren en el material de blindaje incluyen por un lado carbonización, fusión y sublimación y por otro pirólisis. Esta última va a generar los gases que soplan hacia el exterior creando el bloqueo deseado del flujo de calor convectivo y catalítico. El flujo de calor radiativo se reduce introduciendo compuestos de carbono en el gas de la capa límite haciéndolo ópticamente opaco.

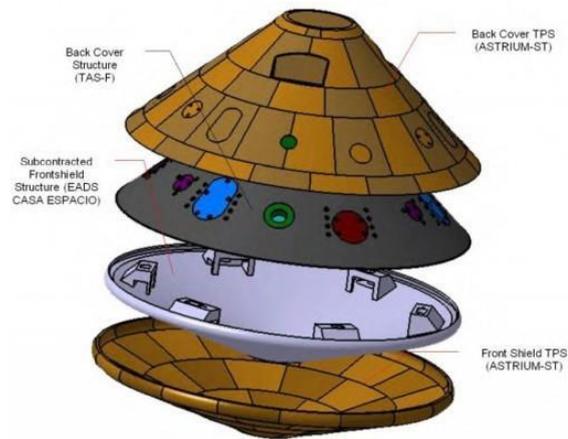


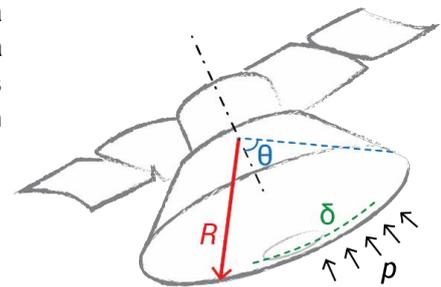
Imagen: ESA (CC BY-SA 3.0 IGO)

La nave espacial del Laboratorio de Ciencia de Marte Americano (MSL por sus siglas en inglés) está protegida durante el intenso calentamiento ambiental según entra en la atmósfera de Marte por un material ablativo de carbono impregnado con fenólico (PICA) desarrollado por Ames [3]. Se trata de un material protector térmico que ganó en 2007 “la invención del año” de la NASA. El PICA es un material especial para escudos térmicos ligeramente más denso que la madera de balsa y que está diseñado para proteger a la aeronave de la agresiva entrada en la atmósfera planetaria. Antes de usarse en el MSL, el PICA ya se usó en la cápsula de retorno del Stardust.

2. ¿Cuál es el problema?

Vamos a aproximar la forma del escudo térmico del aterrizador con la de un casco esférico. Nuestro principal objetivo es minimizar la masa de la parte estructural (no de la barrera térmica). Existen cuatro índices del material (derivados a continuación) que pueden ser útiles y reflejan las restricciones para:

- **Deflexión** (rigidez)
- **Pandeo** (rigidez)
- **Resistencia** (límite elástico)
- **Daño** (fractura)



Estos índices nos ayudarán a explorar el problema mecánico en un gráfico de propiedades. Para esto, vamos a utilizar ecuaciones estándar de mecánica y de resistencia de materiales (ej. Roark [4]). En la etapa de selección, consideramos solo los materiales incluidos en la tabla de datos de *Aerospace* de CES EduPack, lo que podemos considerar como una restricción adicional. Así mismo, tendremos una limitación térmica final, y es que la temperatura máxima en servicio debe ser superior a los 170 °C.

Para el **objetivo** de minimizar la masa, m , para un casco esférico, consideramos la parte superior de la esfera de radio R y espesor t . La densidad la denominamos como ρ y el ángulo medio central como θ . Tendremos la masa según:

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

Como vamos a considerar el espesor como la variable de diseño, vamos a eliminar t para permitir una elección libre del material. Las expresiones de t para sustituir en la eq. 0 se pueden derivar para cada una de las restricciones listadas arriba.

Este caso de estudio está inspirado en un ejercicio preparado por el Dr. Tom Dragone, de *Orbital Science Corporation*, y el Profesor Kevin Hemker del Departamento de Ingeniería de *Johns Hopkins University*. Tomaremos de aquí algunos datos y las derivaciones de los índices del material. Usaremos $R=1.8$ m y $\theta=35^\circ$.

A. Deflexión

De las ecuaciones básicas [4] que definen la deflexión, δ , generada por la presión externa, p (como se muestra en la ilustración esquemática anterior), el espesor del material se deriva según:

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

Donde E es el m3dulo de Young. Usamos esta ecuaci3n para eliminar la variable libre de dise1o, t , del objetivo, eq. 0, resultando en una expresi3n que representa un l3mite m3nimo para la masa m :

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

Para minimizar m , necesitamos encontrar un material que minimice el 3ndice del material:

$$M_1 = \frac{\rho}{E}$$

B. Pandeo

Dada la resistencia atmosf3rica, el casco va a estar sometido a compresi3n y debe ser capaz de resistir la tensi3n hasta la presi3n cr3tica [4]:

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

El par3metro k se puede calcular a partir de una relaci3n emp3rica especificada en otro lugar (ver ref. 4, Tabla 15.2) y depende de la geometr3a del blindaje t3rmico. Tambi3n se puede incluir un factor de seguridad, S_f (t3picamente de 1.5 para aplicaciones aeroespaciales). Aqu3 pondremos $S_f=1$. Haremos igual que en la eq. 2 para eliminar el par3metro de dise1o en la eq. 0:

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

Con el fin de minimizar m , necesitamos minimizar el 3ndice del material:

$$M_2 = \frac{\rho}{\sqrt{E}}$$

C. Resistencia

Para expresar la restricci3n de resistencia, se puede usar la ecuaci3n regular para la tensi3n lateral en una esfera bajo presi3n radial externa:

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

Sustituyendo esta expresi3n en la eq. 0 para eliminar t obtenemos nuevamente un l3mite inferior para la masa:

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

Con el fin de minimizar la masa m , necesitamos minimizar el 3ndice del material:

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

D. Daño

El criterio de daño está conectado con la tenacidad de fractura K_{Ic} . Sustituyendo la tensión elástica en el momento de longitud crítica de grieta, usando la eq., nos da un requisito sobre t para evitar la propagación de la grieta:

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

Sustituyendo esta expresión en la eq. 0 eliminamos t y nos da como resultado un límite inferior para la masa:

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

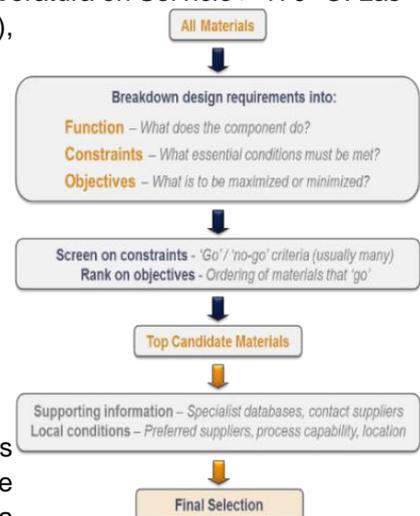
Con el fin de minimizar la masa m , necesitamos minimizar el índice del material: $M_4 = \frac{\rho}{K_{Ic}}$

3. Cómo seleccionar materiales aeroespaciales en CES EduPack

Para investigar materiales potenciales seguimos la metodología de selección racional de Ashby *et al.* [5], ilustrada esquemáticamente en el diagrama de más abajo. La **Función** será resistir las fuerzas mecánicas durante la entrada a la atmosfera de Marte. Tal y como hemos mencionado, usaremos el Nivel 3 con la base de datos **Aerospace** y añadiremos la **restricción térmica** de Máxima Temperatura en Servicio > 170 °C. Las cuatro **restricciones mecánicas** se integran en el objetivo (minimizar masa), dando lugar a los índices de material derivados más arriba.

La selección comienza haciendo clic sobre **Gráfico/Seleccionar** en la barra de herramientas principal y seleccionando **Aerospace materials**. Esto da como resultado un subconjunto inicial de más de 700 materiales principalmente aleaciones de metales y compuestos. Representamos el subconjunto de todos los materiales aeroespaciales en dos gráficos con sus propiedades acopladas. Uno con M_2 vs M_1 y el otro (haciendo clic de nuevo en Gráfico/Seleccionar) con M_4 vs M_3 . Para representar los índices del material en los ejes se utiliza la opción avanzada de la función **Gráfico**.

Los dos primeros índices de material (M_1 y M_2) representan las restricciones relacionadas con la rigidez que limitan los esfuerzos de aligeramiento. Se puede dibujar una línea de selección para cada índice (ver gráfico en la siguiente página, rojo para pandeo y azul para deflexión), los mejores materiales para cada opción son aquellos con los menores valores de M ya que las líneas de selección se mueven hacia cero. Sin embargo, un material que funciona bien en un índice, permitiendo un valor bajo para la masa, puede funcionar mal para el otro índice, evitando que se reduzca la masa. Es por eso por lo que usamos líneas de acoplamiento en la selección.

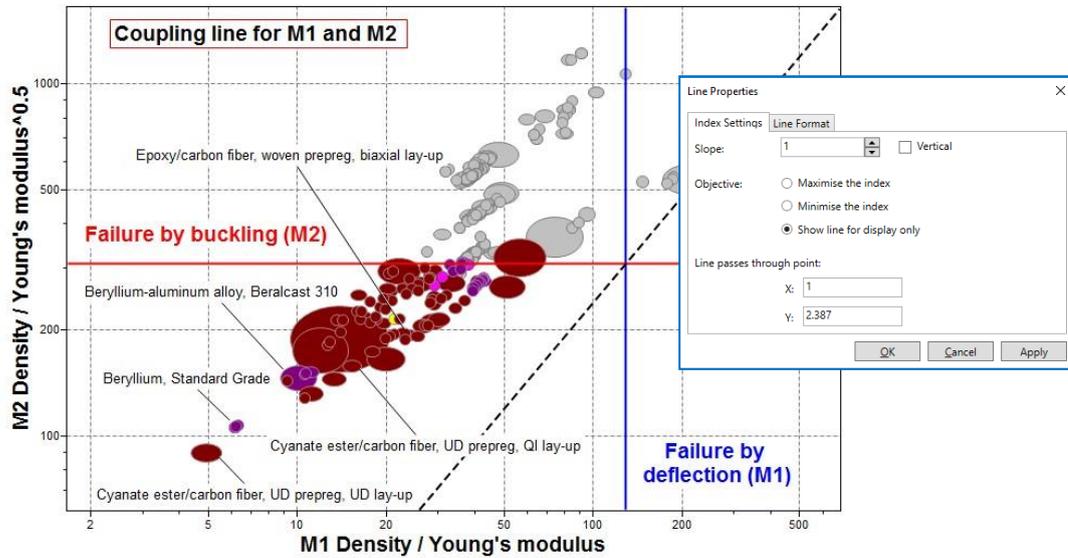


4. Resultados

En aligeramiento es importante que los límites inferiores coincidan de modo que ninguno falle antes que el otro. En el primer caso, $m_1 = m_2$, es el punto donde el material falla por ambas restricciones. Este compromiso se puede representar con una línea de acoplamiento. La línea de acoplamiento puede expresarse en términos de M_1 y M_2 (en el límite de igualdad):

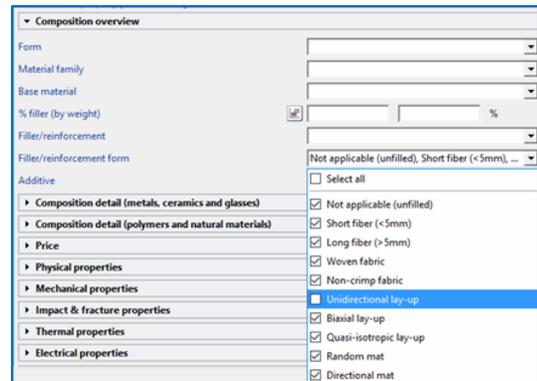
$$\left. \begin{aligned} m_1 &\geq \pi \frac{p}{\delta_{m\acute{a}x}} R^4 (1 - \cos\theta) M_1 \\ m_2 &\geq \frac{2\pi}{\sqrt{k}} \sqrt{p} R^3 (1 - \cos\theta) M_2 \end{aligned} \right\} \quad m_1 = m_2 \quad \Rightarrow \quad M_2 = \frac{\sqrt{p}\sqrt{k}R}{2\delta_{m\acute{a}x} C_c} M_1$$

Hemos usado $p=0.000041368$ GPa (6 psi), $k=0.17$, y $\delta=0.001$ m, para obtener una constante de acoplamiento: $C_c = 2.387$



Las mejores opciones por ahora son aquellos materiales con índices menores, dentro de las dos líneas de selección que cruzan en un punto de la línea de acoplamiento. La línea de acoplamiento es una línea de visualización con pendiente 1 (debido a las escalas logarítmicas del eje) y la posición, determinada por $C_c = 2.387$, se fija estableciendo las propiedades de la línea especificando un punto con las coordenadas (1, 2.387), como se muestra en la figura. En este gráfico, hay unos 80 materiales dentro del área seleccionada.

Contamos principalmente con materiales termoestables reforzados con fibra de carbono y aleaciones de berilio. En este punto nos damos cuenta de que no es muy realista usar las propiedades unidireccionales (isotrópicas) de los compuestos reforzados con fibra dada la geometría del blindaje térmico y como se fabrica. Por lo que añadimos un filtro tipo **Limit** para descartar todos aquellos materiales unidireccionales y nos quedaremos con las disposiciones tipo tejido, quasi-isotrópicas y biaxiales que nos darán valores más realistas de las propiedades laterales. Esto lo hacemos deseleccionando la casilla de *Unidirectional lay-up* que está dentro de la carpeta de *Composition* y a su vez dentro de la subcarpeta *Fiber/reinforcement form*.

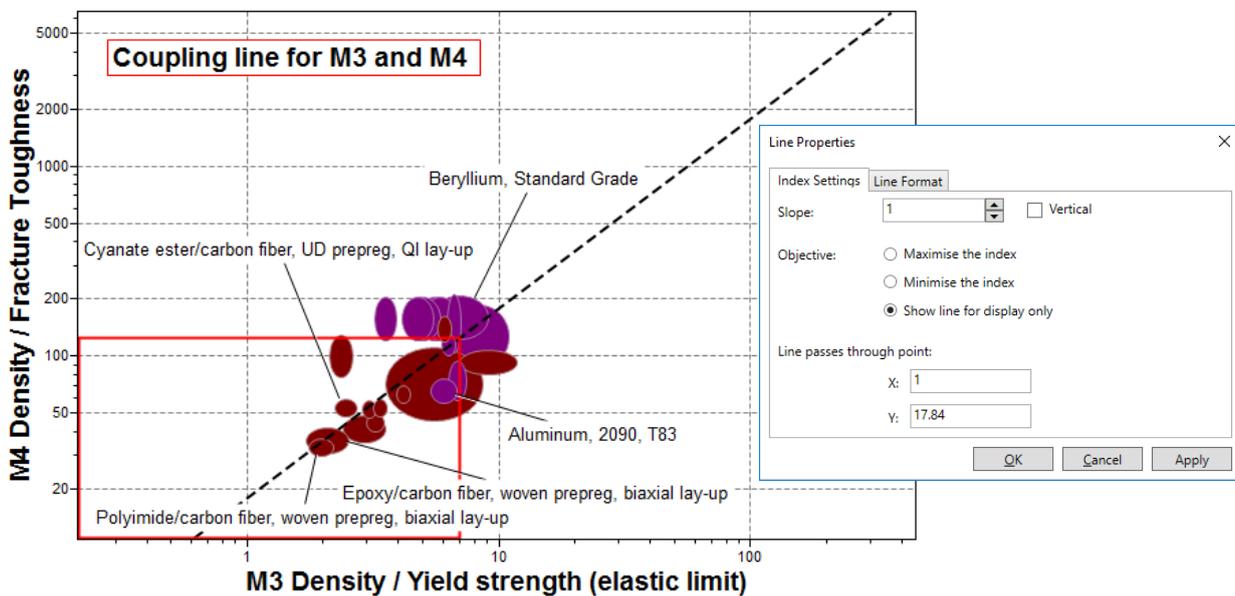


El segundo gráfico muestra los índices de materiales M3 y M4, con una línea de acoplamiento. Igual que para el gráfico anterior, creamos la línea de acoplamiento, en la que el fallo ocurre en el mismo punto para las dos limitaciones. Es decir, donde $m_3 = m_4$ en los límites inferiores de los índices:

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

En lugar de dos líneas de selección, ahora utilizamos un cuadro de selección, poniendo una esquina en la línea de acoplamiento. De nuevo, la pendiente es 1 y la posición de la línea está determinada por la constante de acoplamiento. La longitud de grieta crítica a utilizar depende del tamaño de los defectos que pueden ser detectados mediante pruebas. En este caso, vamos a usar un valor de la longitud de grieta crítica que será $a_c = 0.001$ m, resultando en una constante de acoplamiento de $C_c = 17.84$.

Los materiales resultantes son determinados por los dos gráficos acoplados y los candidatos deben trabajar bien en ambos. Idealmente, sus masas también deberían coincidir. En este caso, vamos a reducir el número de materiales que pasan la segunda selección a unos 25, lo que incluye el berilio entre los resultados.

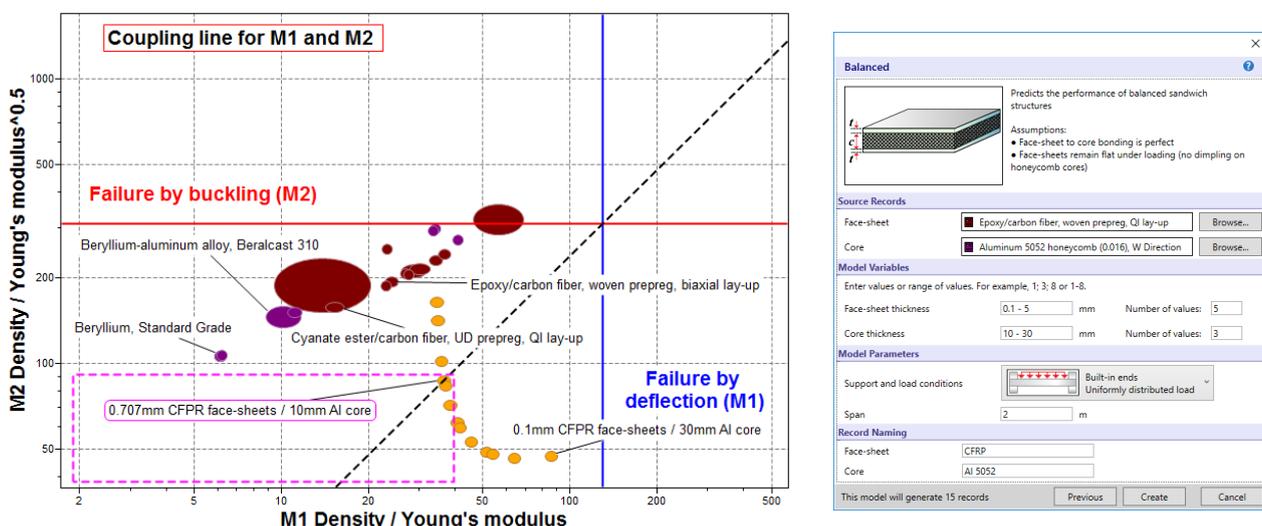


5. Análisis y control de realidad

Los materiales resultantes tan solo son sugerencias que deben ser examinadas y discutidas más a fondo. ¿Son realistas los parámetros que hemos utilizado? ¿Cómo se puede abordar el acoplamiento entre los dos gráficos? ¿Qué pasa con los paneles tipo sándwich utilizados para el escudo térmico en los verdaderos aterrizadores de Marte?

Se podría elaborar un estudio de los dos gráficos para encontrar el acoplamiento óptimo, pero es algo que queda fuera del alcance de este breve caso práctico. No obstante, podemos utilizar la herramienta **Synthesizer** con el modelo de estructura tipo sándwich para estimar y comparar las propiedades de los materiales sugeridos con una estructura nido de abeja (*honeycomb*) de núcleo de aluminio y caras de CFRP.

Los registros se han generado usando la herramienta **Synthesizer** para una combinación de materiales existente en CES EduPack: Compuesto de epoxi/fibra de carbono y Al5052 honeycomb. Se utilizó una carga distribuida en un panel con extremos fijos y un espesor de 2 m como la aproximación más cercana al casco esférico del blindaje térmico.



Representamos gráficamente los resultados estimados para el rango de estructuras tipo sándwich que hemos impuesto junto con los materiales restantes. Todos los materiales de la base de datos *Aerospace* en CES EduPack están situados a la izquierda de la línea de acoplamiento, indicando que fallarían por pandeo si la masa se redujera. Las propiedades de los paneles sándwich (en naranja) son, de hecho, mejores que los candidatos aeroespaciales. La mejor opción en este caso se indica con la caja rosa. En este ejemplo podemos ver claramente que el mejor rendimiento es el de aquellos materiales que se encuentran próximos a la línea de acoplamiento, ya que muestran un buen compromiso entre los índices del material.

Los paneles tipo sándwich son los materiales utilizados en los aterrizadores reales y se pueden diseñar de esta manera, además se encuentra que esta estructura híbrida es la adecuada cuando se busca ligereza en aplicaciones de alta demanda.

6. ¿Cuál es la contribución de CES EduPack?

El estudio de caso de la selección de Marte [6] proporciona una plataforma atractiva para la discusión de la selección de materiales en el campo de las aplicaciones aeroespaciales. En este caso, hemos explorado cómo se pueden abordar múltiples restricciones mediante líneas de acoplamiento, utilizando ecuaciones básicas y métodos visuales.

CES EduPack, junto con la experiencia del profesor, da lugar a las siguientes conclusiones:

- Ya que el objetivo principal es minimizar la masa, CES EduPack puede ayudar a proponer una serie de materiales aeroespaciales que pasan las restricciones mecánicas y térmicas, por ejemplo: Epoxi reforzado con fibra de carbono, berilio y aleaciones de aluminio.
- Se utilizan dos gráficos para realizar selección, basándose siempre en los índices del material. Los índices que representan las cuatro restricciones mecánicas se emparejan, cada par está relacionado por una línea de acoplamiento en el gráfico. Las líneas de acoplamiento son útiles para igualar las restricciones en los llamados problemas de mín-máx.
- La herramienta *Synthesizer* de CES EduPack puede generar propiedades estimadas de las estructuras híbridas que se están utilizando en los actuales aterrizadores de Marte: estructuras de Al honeycomb entre caras de CFRP. Con la herramienta **Graph** podemos comparar directamente estas propiedades con los materiales de la selección anterior.
- El caso práctico destaca los beneficios de las estructuras tipo sándwich cuando se trata de aligeramiento, lo cual es particularmente importante en aplicaciones aeroespaciales.

Referencias

1. Información general en Schiaparelli: https://en.wikipedia.org/wiki/Schiaparelli_EDM_lander
2. Información de diseño: <http://spaceflight101.com/exomars/schiaparelli-edm>
3. Nasa's Thermal Protection Systems: 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. A modo de ejemplos: Ashby, M.F. (2016) "Materials Selection in Mechanical Design", 5th ed., Butterworth Heinemann.
6. Puedes encontrar más casos prácticos aquí: <https://grantadesign.com/teachingresource/case-studies/>