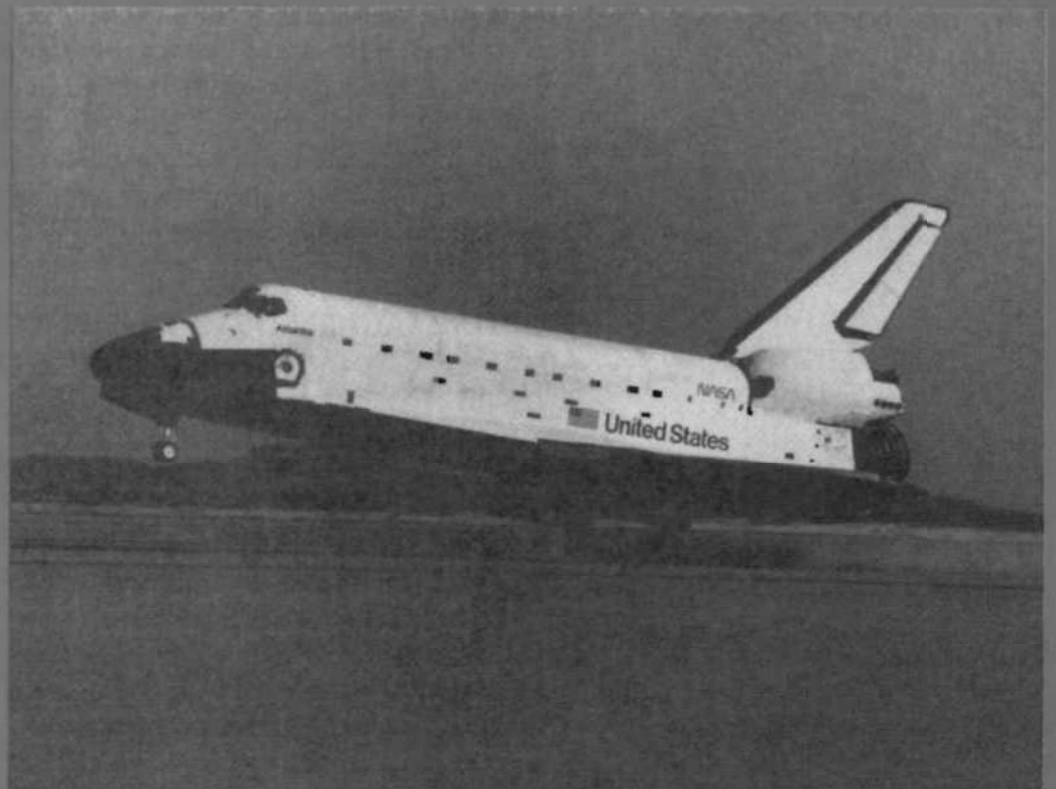


23

EJEMPLOS DE SELECCIÓN DE MATERIALES



En esta fotografía se muestra el aterrizaje del transbordador orbital *Atlantis*. Este capítulo trata de los materiales que se utilizan para el sistema de protección térmica de la aeronave. [Fotografía cortesía de la National Aeronautics and Space Administration (NASA).]

23.1 INTRODUCCIÓN

Hasta el presente, prácticamente todo el libro se ha dirigido al estudio de las propiedades de los diversos materiales, de la manera en que las propiedades de un determinado material dependen de su estructura y, en muchos casos, de la manera en que la estructura puede ser modificada por los métodos de procesamiento utilizados en la fabricación del material. Desde hace varios años existe en la enseñanza de la ingeniería la tendencia a destacar los factores que intervienen en el *diseño*. Para un científico o ingeniero de materiales, el diseño puede ser considerado en distintos contextos. En primer lugar, puede significar diseñar nuevos materiales con combinaciones únicas de propiedades. Alternativamente, el diseño puede involucrar la selección de un nuevo material que tiene una mejor combinación de características para una aplicación específica. O bien, finalmente, diseño puede significar desarrollar un proceso para producir un material que tiene mejores propiedades.

Una técnica particularmente efectiva para presentar de los principios de diseño es el método basado en el estudio de casos particulares. Con esta técnica, las soluciones a los problemas de ingeniería de la vida real son cuidadosamente analizados en detalle de manera que el estudiante pueda observar los procedimientos y los razonamientos involucrados en el proceso de toma de decisiones. Hemos decidido concluir esta edición realizando cinco estudios en los que se utilizan los principios introducidos en los capítulos anteriores. Estos cinco estudios implican materiales que se utilizan para lo siguiente: (1) optimizar la rigidez y la resistencia de una viga cilíndrica empotrada; (2) muelles para válvulas de automóvil; (3) prótesis de articulación de cadera; (4) sistema de protección térmica del transbordador espacial; (5) empaquetamiento de circuitos electrónicos.

OPTIMIZACIÓN DE LA RESISTENCIA Y LA RIGIDEZ DE UNA VIGA CILÍNDRICA EMPOTRADA

A menudo un ingeniero es consultado sobre la selección de un material apropiado para una aplicación particular en la cual la rigidez mecánica y/o la resistencia tienen una consideración importante. También el problema puede estar en encontrar el material para el cual la masa requerida sea mínima y/o para el cual el costo de la pieza acabada sea el menor posible, o bien, por lo menos, razonable.

23.2 RIGIDEZ

Vamos a exponer un ejemplo relativamente simple que demuestra justamente cómo esto puede lograrse. Consideremos una viga de longitud L y radio r , tal como muestra la Figura 23.1. La viga está fija por un extremo y se aplica una fuerza F en el otro extremo. Para empezar, es necesario encontrar una expresión que relacione la masa con la rigidez del material. Supondremos que la fuerza aplicada produce una flexión elástica δ del extremo libre, tal como se muestra en la figura. Usando los resultados de la mecánica e ignorando la propia masa de la viga, se puede determinar δ a partir de la expresión

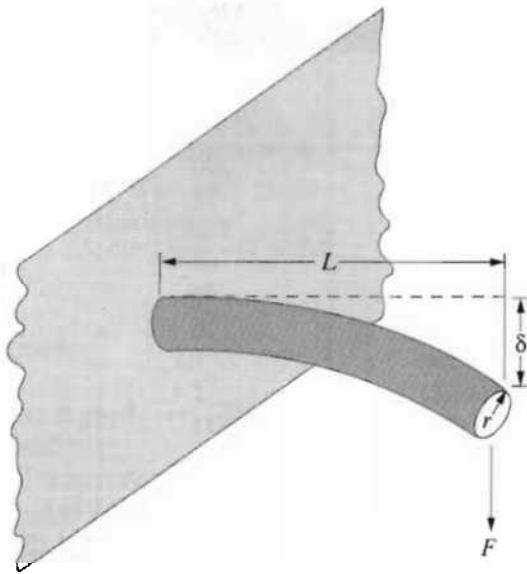


Figura 23.1 Diagrama esquemático mostrando la flexión δ de una viga cilíndrica empotrada en respuesta a una fuerza aplicada F .

$$\delta = \frac{FL^3}{3EI} \quad (23.1)$$

donde E e I son los módulos de elasticidad y el momento de inercia, respectivamente. Para una viga cilíndrica de radio r , el momento de inercia es:

$$I = \frac{\pi r^4}{4} \quad (23.2)$$

de manera que

$$\delta = \frac{4FL^3}{3\pi E r^4} \quad (23.3)$$

La masa de una cantidad dada de material es el producto de su densidad (ρ) por el volumen. Puesto que el volumen de un cilindro es $\pi r^2 L$, entonces:

$$m = \pi r^2 L \rho \quad (23.4)$$

Ahora bien, el radio de la viga en términos de su masa es:

$$r = \sqrt{\frac{m}{\pi L \rho}} \quad (23.5)$$

Substituyendo r en la expresión de la flexión, Ecuación 23.3, se obtiene:

$$\begin{aligned} \delta &= \frac{4FL^3}{3\pi E \left(\sqrt{\frac{m}{\pi L \rho}} \right)^4} \\ &= \frac{4FL^5 \pi \rho^2}{3Em^2} \end{aligned} \quad (23.6)$$

Tabla 23.1 Densidad ρ , módulo de elasticidad E y el cociente ρ/\sqrt{E} , para varios materiales utilizados en ingeniería.

| Material | ρ ($\text{kg/m}^3 \times 10^3$) | E (GPa) | ρ/\sqrt{E} [($\text{kg/m}^2\sqrt{\text{N}} \times 10^{-2}$)] |
|---------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|--------------|------------------------------------------------------------------------|
| Acero bajo en carbono (1020, laminado en frío) | 7,9 | 200 | 1,8 |
| Aleación de aluminio (2024 T-3) | 2,8 | 72 | 1,0 |
| Aleación de titanio (Ti-5Al-2,5 Sn) | 4,5 | 110 | 1,4 |
| Vidrio | 2,5 | 69 | 0,95 |
| Hormigón | 2,5 | 45 | 1,2 |
| Madera | 0,6 | 10 | 0,6 |
| Polietileno (alta densidad) | 0,96 | 1,1 | 2,9 |
| Policarbonato | 1,2 | 2,4 | 2,4 |
| Material compuesto reforzado con fibra de vidrio (fracción de fibras: 0,65) ^a | 2,0 | 45 | 0,94 |
| Material compuesto reforzado con fibra de carbono (fracción de fibra: 0,65) ^a | 1,5 | 140 | 0,40 |

^a Las fibras en estos materiales compuestos son continuas y alineadas.

Despejando la masa m , se tiene

$$m = \left(\frac{4FL^5\pi}{3\delta} \right)^{1/2} \frac{\rho}{\sqrt{E}} \quad (23.7)$$

O sea, en este caso particular, la masa del material que experimenta una determinada flexión en respuesta a una fuerza aplicada es proporcional al cociente ρ/\sqrt{E} del material.

En la Tabla 23.1 se enumeran varios materiales de uso relativamente frecuente en ingeniería. A partir de esta tabla podemos clasificar los materiales de acuerdo con la masa requerida para obtener una determinada rigidez, de menor a mayor. Se incluyen también los valores de ρ , E y ρ/\sqrt{E} para cada material. Nótese que el material compuesto reforzado con carbono tiene el cociente más bajo, seguido por la madera, el material compuesto reforzado con vidrio y el vidrio. Además, los cocientes más altos corresponden al polietileno y al policarbonato; éstos serían los materiales menos deseables cuando consideramos la masa.

No es siempre cierto que la minimización de la masa de material sea la consideración más importante. En las situaciones de la vida real en ingeniería, la economía de la aplicación es a menudo la consideración fundamental y esto normalmente dictará la elección del material. Una manera de determinar el costo total es tomando el producto del precio de la pieza acabada (tomando como base la unidad de masa) y la masa requerida de material. El precio del producto final necesariamente incluirá el costo del material utilizado y, además, el costo de fabricación.

Las consideraciones de costo de estos diez materiales para la viga empujada se tratan en la Tabla 23.2. El cociente ρ/\sqrt{E} de la tabla anterior se repite en la columna de la izquierda; de nuevo, este cociente es proporcional a la masa de material que se requiere. En la columna central se dan los costos relativos, indicados por c ; este parámetro es simplemente el costo del material por unidad de masa dividido por el costo por unidad de masa del acero bajo en carbono, uno de los materiales más utilizados en ingeniería. La razón

Tabla 23.2 El cociente ρ/\sqrt{E} , el costo relativo \bar{c} , y el producto de ρ/\sqrt{E} y \bar{c} para varios materiales de ingeniería.^a

| Material | ρ/\sqrt{E} [(kg/m ² √N) × 10 ⁻²] | \bar{c} (\$/\$) | $c(\rho/\sqrt{E})$ |
|---------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|----------------------|--------------------|
| Acero bajo en carbono (1020, laminado en frío) | 1,8 | 1 | 1,8 |
| Aleación de aluminio (2024 T-3) | 1,0 | 10 | 10 |
| Aleación de titanio (Ti-5Al-2,5Sn) | 1,4 | 20 | 28 |
| Vidrio | 0,95 | 3 | 2,9 |
| Hormigón | 1,2 | 0,1 | 0,12 |
| Madera | 0,6 | 2,5 | 1,5 |
| Polietileno (alta densidad) | 2,9 | 1 | 2,9 |
| Polycarbonato | 2,4 | 4,5 | 10,8 |
| Material compuesto reforzado con fibra de vidrio (fracción de fibras: 0.65) ^b | 0,94 | 6,5 | 6,1 |
| Material compuesto reforzado con fibra de carbono (fracción de fibra: 0.65) ^b | 0,40 | 45 | 18 |

^a El costo relativo es el cociente de los precios por unidad de masa del material y el del acero bajo en carbono.

^b Las fibras en estos materiales compuestos son continuas y alineadas.

de utilizar \bar{c} es que mientras el precio de un material dado variará con el tiempo, el precio relativo entre materiales variará probablemente de forma más lenta.

Finalmente, la columna de la derecha de la Tabla 23.2 muestra el producto de \bar{c} y ρ/\sqrt{E} . Este producto proporciona una comparación entre estos varios materiales en base al costo de producir una viga cilíndrica (Figura 23.1) que experimente una determinada deflexión δ en respuesta a la fuerza F . El material más económico es el hormigón, seguido por la madera, el acero bajo en carbono, el polietileno y el vidrio. Por consiguiente, cuando se consideran los aspectos económicos, se produce una alteración importante en la clasificación de los distintos materiales. Por ejemplo, puesto que los dos materiales compuestos son relativamente caros, éstos son menos deseables; o bien, en otras palabras, los costos más altos de los dos materiales compuestos no compensan la mayor rigidez que proporcionan.

23.3 RESISTENCIA

Otro aspecto de la situación de la viga empotrada mostrada en la Figura 23.1 es considerar la resistencia de la viga en lugar de la rigidez y examinar los requerimientos de masa y el costo de varios materiales usados en ingeniería. Para empezar, consideremos la tensión σ impuesta en el extremo libre de la viga causada por la fuerza F . En Mecánica, la tensión se define por medio de la expresión

$$\sigma = \frac{Mc}{I} \quad (23.8)$$

donde

M = momento flector en el punto de aplicación de la carga = FL

c = distancia desde el centro de la barra a su superficie = r

I = momento de inercia = $\pi r^4/4$

Tabla 23.3 La densidad ρ , el límite elástico σ_y y el cociente $\rho/\sigma_y^{2/3}$, para varios materiales utilizados en ingeniería.

| Material | ρ ($\text{kg/m}^3 \times 10^3$) | σ_y (MPa) | $\rho/\sigma_y^{2/3}$ [$\{\text{kg}/(\text{N}^2\text{m}^5)^{1/3}\} \times 10^{-2}$] |
|---------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|---------------------|------------------------------------------------------------------------------------------|
| Acero bajo en carbono (1020, laminado en frío) | 7,9 | 220 | 2,2 |
| Aleación de aluminio (2024 T-3) | 2,8 | 300 | 0,62 |
| Aleación de titanio (Ti-5Al-2,5Sn) | 4,5 | 800 | 0,52 |
| Madera | 0,6 | 70 | 0,35 |
| Polietileno (alta densidad) | 0,96 | 25 | 1,1 |
| Polycarbonato | 1,2 | 55 | 0,83 |
| Material compuesto reforzado con fibra de vidrio (fracción de fibras: 0.65) ^a | 2,0 | 1770 | 0,14 |
| Material compuesto reforzado con fibra de carbono (fracción de fibra: 0.65) ^a | 1,5 | 1900 | 0,10 |

^a Las fibras en estos materiales compuestos son continuas y alineadas.

Así, la sustitución de M , c e I en la Ecuación 23.8 conduce a

$$\sigma = \frac{4FL}{\pi r^3} \quad (23.9)$$

De nuevo, el radio de una probeta cilíndrica de algún material depende de su masa m , de su longitud L y de su densidad ρ de acuerdo con la Ecuación 23.5. Incluyendo esta expresión para r en la Ecuación 23.9 se obtiene:

$$\sigma = \frac{4F\pi^{1/2}L^{5/2}\rho^{3/2}}{m^{3/2}} \quad (23.10)$$

Despejando la masa m , se tiene:

$$m = (16\pi F^2 L^5)^{1/3} \frac{\rho}{\sigma^{2/3}} \quad (23.11)$$

Ahora bien, para que la viga funcione correctamente, no debe romperse cuando se aplica la tensión. Esto significa que en la Ecuación 23.11 la tensión debe ser reemplazada por un parámetro de resistencia, a saber, el límite elástico, o la resistencia a la tracción en la dirección apropiada. En este caso, utilizaremos el límite elástico σ_y . Por tanto, la Ecuación 23.11 toma la forma siguiente:

$$m = (16\pi F^2 L^5)^{1/3} \frac{\rho}{\sigma_y^{2/3}} \quad (23.12)$$

Por consiguiente, para una determinada fuerza, la cual necesariamente debe producir una tensión menor que el límite elástico en el extremo de la barra empotrada, la masa de la viga es proporcional a $\rho/\sigma_y^{2/3}$. En la Tabla 23.3 se dan los valores de ρ , σ_y y $\rho/\sigma_y^{2/3}$ para ocho de los diez materiales enumerados anteriormente. Nótese que el material compuesto reforzado con carbono tiene el cociente más bajo, seguido por el material compuesto reforzado con

Tabla 23.4 El cociente $\rho/\sigma_y^{2/3}$, el costo relativo \bar{c} y el producto de $\rho/\sigma_y^{2/3}$ por \bar{c} , para varios materiales utilizados en ingeniería^a

| <i>Material</i> | $\rho/\sigma_y^{2/3}$ [[kg/(N ² m ⁵) ^{1/3}] × 10 ⁻²] | \bar{c} (\$/\$) | $\bar{c} (\rho/\sigma_y^{2/3})$ |
|---------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|---------------------------------|
| Acero bajo en carbono (1020, laminado en frío) | 2,2 | 1 | 2,2 |
| Aleación de aluminio (2024 T-3) | 0,62 | 10 | 6,2 |
| Aleación de titanio (Ti-5Al-2,5Sn) | 0,52 | 20 | 10,4 |
| Madera | 0,35 | 2,5 | 0,88 |
| Polietileno (alta densidad) | 1,1 | 1 | 1,1 |
| Policarbonato | 0,83 | 4,5 | 3,7 |
| Material compuesto reforzado con fibra de vidrio (fracción de fibras: 0,65) ^b | 0,14 | 6,5 | 0,91 |
| Material compuesto reforzado con fibra de carbono (fracción de fibra: 0,65) ^b | 0,10 | 45 | 4,5 |

^a El costo relativo es el cociente de los precios por unidad de masa del material y el del acero bajo en carbono.

^b Las fibras en estos materiales compuestos son continuas y alineadas.

vidrio, la madera y la aleación de titanio. Por otro lado, los cocientes más altos corresponden al polietileno y al acero bajo en carbono.

En la tabla 23.4 se realiza una comparación del costo de estos materiales en base al producto de \bar{c} y $\rho/\sigma_y^{2/3}$, donde \bar{c} es el costo relativo discutido previamente para la rigidez. La madera y el material compuesto reforzado con fibras de vidrio serían las soluciones más económicas al problema debido a que tienen bajos costos relativos y bajos valores de $\rho/\sigma_y^{2/3}$. El polietileno es el siguiente material más adecuado, y le siguen el acero bajo en carbono y el policarbonato. Nótese que ahora la aleación de titanio está clasificada en última posición puesto que tiene resistencia moderada y es relativamente cara.

Resumiendo, hemos examinado los procedimientos mediante los cuales, para el caso de una viga cilíndrica empotrada, se han desarrollado expresiones que permiten evaluar la aptitud de los materiales sobre la base de la masa y el costo en términos de los criterios de rigidez y resistencia.

MUELLES PARA VÁLVULAS DE AUTOMÓVIL

23.4 INTRODUCCIÓN

La función principal de un muelle es primero almacenar energía mecánica a medida que es deformado de forma elástica y después devolver esta energía a medida que el muelle vuelve a su posición original. En esta sección se consideran los muelles helicoidales que se utilizan en colchones, en bolígrafos retráctiles y en suspensiones de automóviles. Se realizará un análisis de tensiones para este tipo de muelles y los resultados se aplicarán entonces a un muelle de válvula que se utiliza en los motores de automóvil.

Consideremos el muelle helicoidal mostrado en la Figura 23.2, el cual se ha fabricado con un alambre de sección circular de diámetro d ; la distancia indicada de centro a centro del alambre es el diámetro D del muelle. La aplicación de una fuerza de compresión F origina un momento de torsión T , tal

Figura 23.2 Diagrama esquemático de un muelle helicoidal mostrando el momento de torsión T que resulta de la fuerza de compresión F . (Adaptado de K. Edwards y P. McKee, *Fundamentals of Mechanical Component Design*. Copyright 1991 de McGraw-Hill. Reproducida con permiso de McGraw-Hill.)

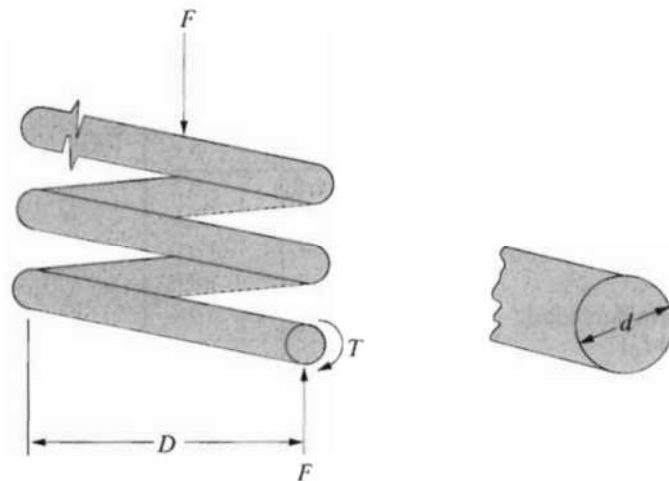
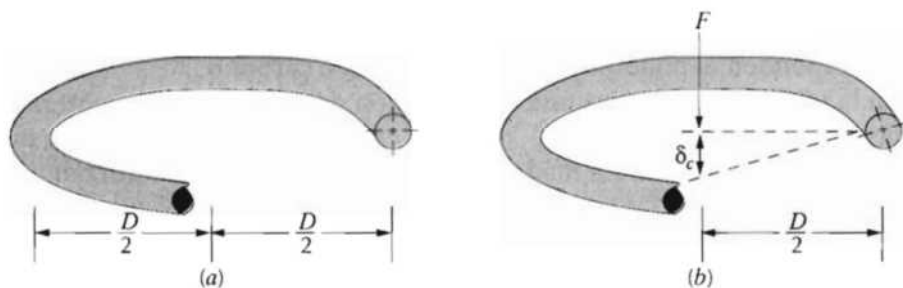


Figura 23.3 Diagramas esquemáticos de una espira de un muelle helicoidal. (a) antes de ser comprimido y (b) mostrando la flexión δ producida a partir de la fuerza de compresión F . (Adaptado de K. Edwards y P. McKee, *Fundamentals of Mechanical Component Design*. Copyright 1991 de McGraw-Hill. Reproducida con permiso de McGraw-Hill.)



como se muestra en la figura. Esto produce una combinación de fuerzas de cizalladura cuya suma, τ , es:

$$\tau = \frac{8FD}{\pi d^3} K_w \quad (23.13)$$

donde K_w es una constante independiente de la fuerza y es una función del cociente D/d :

$$K_w = 1,60 \left(\frac{D}{d} \right)^{-(0,140)} \quad (23.14)$$

En respuesta a la fuerza F , el muelle helicoidal experimentará flexión, la cual se supondrá totalmente elástica. La magnitud de la flexión por espira del muelle, δ_c , tal como se indica en la Figura 23.3, viene dada por la expresión

$$\delta_c = \frac{8FD^3}{d^4 G} \quad (23.15)$$

donde G es el módulo de cizalladura del material con que se fabrica el muelle. Además, δ_c puede calcularse a partir de la flexión total del muelle, δ_s , y del número de espiras efectivas del muelle, N_c , por medio de la expresión

$$\delta_c = \frac{\delta_s}{N_c} \quad (23.16)$$

Ahora bien, despejando F de la Ecuación 23.15 se obtiene

$$F = \frac{d^4 \delta_c G}{8D^3} \quad (23.17)$$

y sustituyendo F en la Ecuación 23.13, resulta

$$\tau = \frac{\delta_c G d}{\pi D^2} K_w \quad (23.18)$$

En circunstancias normales, se requiere que un muelle no experimente deformación permanente al ser cargado; esto significa que el segundo miembro de la Ecuación 23.18 debe ser menor que la tensión de cizalladura al alcanzar el límite elástico, τ_y , del material del muelle, o sea

$$\tau_y > \frac{\delta_c G d}{\pi D^2} K_w \quad (23.19)$$

23.5 MUELLES PARA VÁLVULAS DE AUTOMÓVIL

Ahora aplicaremos los resultados de la sección precedente a un muelle de válvula de automóvil. Un diagrama esquemático en corte de un motor de automóvil mostrando estos muelles se presenta en la Figura 23.4. Los muelles de este tipo permiten que las válvulas de admisión y de escape se abran y se cierren alternativamente cuando el motor está operando. La rotación del árbol de levas hace que la válvula se abra y que el muelle se comprima, de manera que la carga sobre el muelle aumenta. La energía almacenada en el muelle entonces fuerza el cierre de la válvula a medida que el eje de levas continúa su rotación. Este proceso ocurre para cada válvula en cada ciclo del motor, por lo que en la vida del motor puede ocurrir millones de veces. Además, durante la operación normal del motor, la temperatura de los muelles es aproximadamente 80°C .

En la Figura 23.5 se muestra una fotografía de un muelle de válvula típico. La longitud total del muelle es de 1,67 pulgadas y el diámetro del alambre es 0,170 pulgadas y tiene seis espiras (solamente cuatro de ellas son activas) y tiene un diámetro de centro a centro, D , de 1,062 pulg. Además, cuando está instalado y la válvula está completamente cerrada, el muelle es comprimido a una longitud total de 0,24 pulgadas, lo cual, a partir de la Ecuación 23.16, da una flexión de instalación por espira δ_{ic} de

$$\delta_{ic} = \frac{0,24 \text{ pulg.}}{4 \text{ espiras}} = 0,060 \text{ pulg./espira}$$

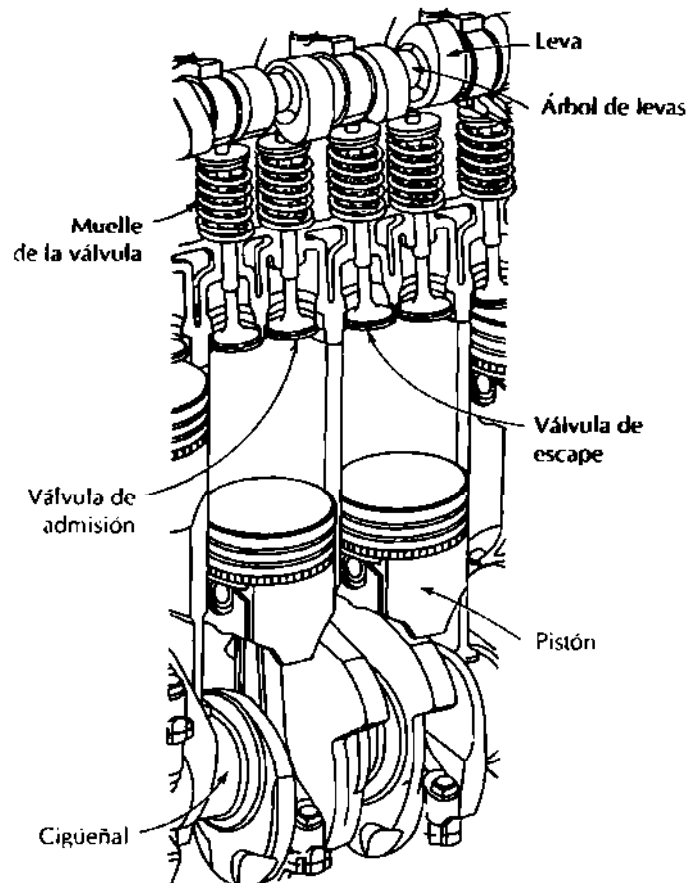


Figura 23.4 Dibujo en corte de un motor de automóvil mostrando varios componentes entre los que se incluyen las válvulas y sus muelles.

La carrera de la leva es 0,30 pulg.; esto significa que cuando la leva abre completamente una válvula, el muelle experimenta una flexión total máxima igual a la suma de la carrera de la válvula y de la flexión de instalación, a saber, 0,30 pulg. + 0,24 pulg. = 0,54 pulg. Por tanto, la flexión máxima por espira, δ_{mc} , es

$$\delta_{mc} = \frac{0,54 \text{ pulg.}}{4 \text{ espiras}} = 0,135 \text{ pulg./espira}$$

Por tanto, todos los parámetros de la Ecuación 23.19 (tomando $\delta_c = \delta_{mc}$) son conocidos excepto τ_y , el límite elástico en cizalladura del material del muelle.

Sin embargo, el parámetro del material de interés realmente no es τ_y , por cuanto el muelle es sometido a tensiones cíclicas a medida que la válvula se abre y cierra durante la operación del motor; es necesario diseñar en contra de la posibilidad de rotura por fatiga más que contra la posibilidad de deformación plástica. Esta complicación se resuelve mediante la selección de una aleación metálica que tenga un límite de fatiga (Figura 8.19a) mayor que la amplitud de la tensión cíclica que actúa sobre el muelle. Por esta razón, para fabricar muelles de válvulas se utilizan aceros aleados, ya que éstos presentan límites de fatiga bien definidos.



Figura 23.5 Fotografía de un muelle de válvula de automóvil.

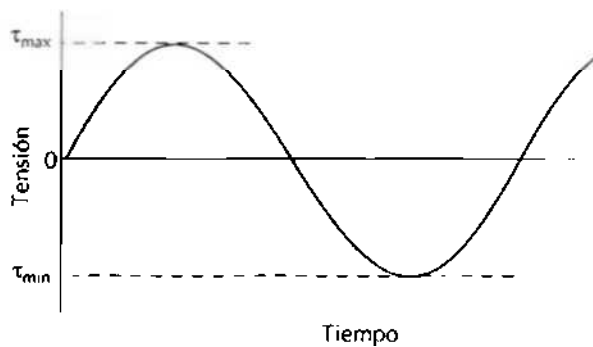


Figura 23.6 Tensión frente al tiempo en un ciclo de carga en cizalladura completamente invertido.

Cuando se utilizan aceros aleados en el diseño de muelles, si el ciclo de carga es completamente invertido (si $\tau_m = 0$, donde τ_m es la tensión media, o, equivalentemente, si $\tau_{max} = -\tau_{min}$ de acuerdo con la Ecuación 8.11 y tal como se indica en la Figura 23.6) se pueden hacer dos suposiciones. La primera de estas suposiciones es que el límite de fatiga de la aleación (expresado como amplitud de la tensión) es 45 000 psi, cuyo umbral es de aproximadamente de 10^6 ciclos. En segundo lugar, para torsión, se ha encontrado experimentalmente que la resistencia a fatiga del material para una vida de 10^3 ciclos es $0,67TS$, donde TS es la resistencia a la tracción del material (medida en un ensayo de tracción). El diagrama $S-N$ de fatiga (o sea, la amplitud de la tensión en función del logaritmo del número de ciclos a la rotura) para estas aleaciones se muestra en la Figura 23.7.

Estimemos ahora el número de ciclos a que puede someterse un muelle de válvulas para determinar si es posible que opere dentro del régimen del límite de fatiga de la Figura 23.7 (o sea, si el número de ciclos excede a 10^6). Para concretar, supongamos que el automóvil en el cual el muelle está ope-

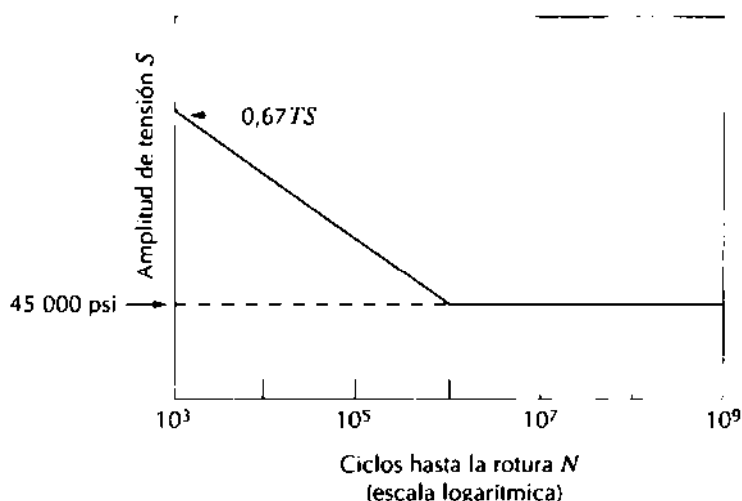


Figura 23.7 Amplitud de la tensión de cizalladura frente al logaritmo del número de ciclos hasta la rotura por fatiga para aleaciones férreas.

rando viaja un mínimo de 100 000 millas a una velocidad media de 40 millas por hora con una velocidad media del motor de 3000 rpm (rev/min). El tiempo total que invierte el automóvil en viajar esta distancia es 2500 h (100 000 mi/40 mph), o sea, 150 000 min. A 3000 rpm, el número total de revoluciones es $(3000 \text{ rev/min})(150\,000 \text{ min}) = 4,5 \times 10^8$ revoluciones, y puesto que hay 2 rev/ciclo, el número total de ciclos es $2,25 \times 10^8$. Este resultado significa que podemos utilizar el límite de fatiga como la tensión de diseño ya que al recorrer una distancia de 100 000 millas se excede el umbral de ciclos de la tensión de fatiga (es decir, $2,25 \times 10^8 > 10^6$ ciclos).

Además, este problema se complica por el hecho de que la tensión no es completamente invertida en un ciclo de carga (es decir, $\tau_m \neq 0$) por cuanto entre las flexiones mínimas y máximas el muelle permanece en compresión; así, el valor del límite de fatiga de 45 000 psi no es válido. Lo que ahora deberíamos hacer es una extrapolación apropiada del límite de fatiga para este caso en que $\tau_m \neq 0$ y entonces calcular y comparar con este nuevo límite la amplitud real de la tensión en el muelle; si la amplitud de la tensión es significativamente inferior al límite extrapolado, entonces el diseño del muelle es satisfactorio.

Una extrapolación razonable del límite de fatiga para esta situación en que $\tau_m \neq 0$ se puede realizar usando la siguiente expresión (denominada ley de Goodman)

$$\tau_{al} = \tau_e \left(1 - \frac{\tau_m}{0,67TS} \right) \quad (23.20)$$

donde τ_{al} es el límite de fatiga para la tensión media τ_m ; τ_e es el límite de fatiga para $\tau_m = 0$ (o sea, 45 000 psi); de nuevo, TS es la resistencia a la tracción de la aleación. Para determinar el nuevo límite de fatiga τ_{al} a partir de la expresión anterior se necesita el cálculo de tanto la resistencia a la tracción de la aleación como la tensión media para el muelle.

Un aleación típica para muelles es el acero aleado con cromo y vanadio (ASTM 232) que tiene una composición (% en peso) de 0,48–0,53 % C, 0,80–1,10 % Cr, un mínimo de 0,15 % V y el resto Fe. El alambre del muelle

normalmente se trefila en frío (Sección 12.2) hasta el diámetro deseado; en consecuencia, la resistencia a la tracción aumentará con la deformación de trefilado (o sea, al disminuir el diámetro). Para esta aleación, se ha determinado experimentalmente que para un diámetro d en pulgadas, la resistencia a la tracción es

$$TS \text{ (psi)} = 169\,000(d)^{-0.167} \quad (23.21)$$

Puesto que $d = 0,170$ pulg. para este muelle,

$$\begin{aligned} TS &= (169\,000)(0,170 \text{ pulg.})^{-0.167} \\ &= 227\,200 \text{ psi} \end{aligned}$$

El cálculo de la tensión media τ_m se realiza por medio de la Ecuación 8.11 modificada para la tensión de cizalladura, de manera que:

$$\tau_m = \frac{\tau_{\min} + \tau_{\max}}{2} \quad (23.22)$$

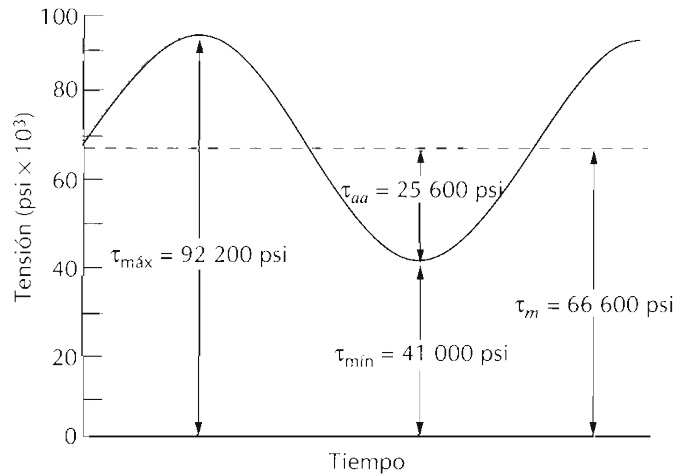
Ahora es necesario determinar las tensiones de cizalladura máxima y mínima para el muelle utilizando la Ecuación 23.18. El valor de τ_{\min} puede calcularse a partir de las Ecuaciones 23.18 y 23.14 ya que el mínimo δ_c conocido (es decir, $\delta_{ic} = 0,060$ pulg.). Supondremos un módulo de cizalladura de $11,5 \times 10^6$ psi para el acero; éste es el valor a temperatura ambiente, el cual también es válido a la temperatura de servicio de 80°C . Así, τ_{\min} es sencillamente

$$\begin{aligned} \tau_{\min} &= \frac{\delta_{ic} G d}{\pi D^2} K_w \quad (23.23a) \\ &= \frac{\delta_{ic} G d}{\pi D^2} \left[1,60 \left(\frac{D}{d} \right)^{-0.140} \right] \\ &= \left[\frac{(0,060 \text{ pulg.})(11,5 \times 10^6 \text{ psi})(0,170 \text{ pulg.})}{\pi (1,062 \text{ pulg.})^2} \right] \\ &\quad \left[1,60 \left(\frac{1,062 \text{ pulg.}}{0,170 \text{ pulg.}} \right)^{-0.140} \right] \\ &= 41\,000 \text{ psi} \end{aligned}$$

Ahora τ_{\max} puede determinarse tomando $\delta_c = \delta_{mc} = 0,135$ pulg. de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} \tau_{\max} &= \frac{\delta_{mc} G d}{\pi D^2} \left[1,60 \left(\frac{D}{d} \right)^{-0.140} \right] \quad (23.23b) \\ &= \left[\frac{(0,135 \text{ pulg.})(11,5 \times 10^6 \text{ psi})(0,170 \text{ pulg.})}{\pi (1,062 \text{ pulg.})^2} \right] \\ &\quad \left[1,60 \left(\frac{1,062 \text{ pulg.}}{0,170 \text{ pulg.}} \right)^{-0.140} \right] \\ &= 92\,200 \text{ psi} \end{aligned}$$

Figura 23.8 Tensión de cizalladura frente al tiempo para un muelle de válvula de automóvil.



A partir de la Ecuación 23.22,

$$\begin{aligned}\tau_m &= \frac{\tau_{mín} + \tau_{máx}}{2} \\ &= \frac{41\,000\text{ psi} + 92\,200\text{ psi}}{2} = 66\,600\text{ psi}\end{aligned}$$

La variación de la tensión de cizalladura con el tiempo para este muelle de válvulas está indicada en la Figura 23.8; el eje de tiempo no tiene escalas, por cuanto la escala de tiempos dependerá de la velocidad del motor.

Nuestro próximo objetivo es determinar la amplitud del límite de fatiga (τ_{al}) para $\tau_m = 66\,600\text{ psi}$ utilizando la Ecuación 23.20 y los valores de τ_e y TS de $45\,000\text{ psi}$ y $227\,200\text{ psi}$ respectivamente. Por tanto,

$$\begin{aligned}\tau_{al} &= \tau_e \left[1 - \frac{\tau_m}{0,67 TS} \right] \\ &= (45\,000\text{ psi}) \left[1 - \frac{66\,600\text{ psi}}{(0,67)(227\,200\text{ psi})} \right] \\ &= 25\,300\text{ psi}\end{aligned}$$

Determinemos ahora la amplitud real de la tensión τ_{aa} para el muelle de válvulas usando la Ecuación 8.13 modificada para tensiones de cizalladura:

$$\begin{aligned}\tau_{aa} &= \frac{\tau_{máx} - \tau_{mín}}{2} \\ &= \frac{92\,200\text{ psi} - 41\,000\text{ psi}}{2} = 25\,600\text{ psi}\end{aligned}\tag{23.24}$$

Por consiguiente, la amplitud real de la tensión es ligeramente mayor que el límite de fatiga, lo cual significa que este diseño del muelle está ligeramente fuera del límite.

El límite de fatiga de esta aleación puede ser aumentado a valores mayores que $25\,300\text{ psi}$ mediante granallado, procedimiento que ha sido descrito

en la Sección 8.11. El granallado consiste en la introducción de esfuerzos residuales de compresión superficiales por deformación plástica de las regiones superficiales; partículas muy duras y pequeñas son proyectadas sobre la superficie a altas velocidades. Este es un procedimiento automatizado usado comúnmente para mejorar la resistencia de los muelles de válvulas; de hecho, el muelle mostrado en la Figura 23.5 ha sido granallado, lo cual explica la textura rugosa de la superficie. El granallado aumenta el límite de fatiga de los aceros en más de un 50% y, además, reduce de forma significativa el grado de dispersión en los resultados de fatiga.

Este diseño del muelle, incluyendo el granallado, puede ser satisfactorio; sin embargo, su adecuación debe ser verificada mediante ensayos experimentales. El procedimiento de los ensayos es relativamente complicado y, en consecuencia, no será tratado en detalle. En esencia, consiste en la realización de un gran número de ensayos de fatiga (del orden de 1000) con este acero ASTM 232 granallado, en cizalladura, usando una tensión media de 66 000 psi y una amplitud de la tensión de 25 600 psi durante 10^6 ciclos. En base al número de roturas, se puede hacer una estimación de la probabilidad de supervivencia. Por ejemplo, supongamos que se encuentra que esta probabilidad es 0,99999; esto significa que un muelle de cada 100 000 producidos se romperá.

Supongamos que usted es un empleado de una de las grandes compañías de automóviles que fabrican del orden de 1 millón de coches por año y que el motor de cada automóvil es de 6 cilindros. Puesto que por cada cilindro hay dos válvulas y, por tanto, dos muelles de válvula, se producirán un total de 12 millones de muelles de válvulas cada año. De la probabilidad de supervivencia anterior, el número total de roturas de muelles será de 120 aproximadamente, lo cual corresponde a 120 roturas. De un modo práctico se debería comparar el costo de reemplazar estos 120 motores frente al costo de volver a diseñar el muelle.

Las opciones de rediseño consistirían en tomar medidas para reducir la tensión de cizalladura en el muelle, alterando los parámetros de las Ecuaciones 23.14 y 23.18. Esto se podría llevar a cabo (1) aumentando el diámetro del muelle D , lo cual también necesitaría aumentar el diámetro del alambre d , o bien (2) aumentando el número de espiras N_c .

REEMPLAZO TOTAL DE CADERA

23.6 ANATOMÍA DE LA UNIÓN DE LA CADERA

Como prelude al tratamiento de la cadera artificial, en primer lugar trataremos algunos rasgos anatómicos de las articulaciones y, en particular, la articulación de la cadera. Las articulaciones son componentes muy importantes del sistema esquelético. Se localizan en las uniones de los huesos, en donde las cargas son transmitidas de un hueso a otro mediante la acción muscular; esto va normalmente acompañado por algún movimiento relativo de los huesos implicados. El tejido del hueso es un material compuesto natural complejo formado por una proteína blanda y resistente, el colágeno, y un material frágil, el apatito. La densidad de los huesos oscila entre 1,6 y 1,7 g/cm³. Al ser un material anisotrópico, las propiedades mecánicas del hueso

Tabla 23.5 Características mecánicas del hueso largo humano en las direcciones paralela y perpendicular al eje del hueso.

| <i>Propiedad</i> | <i>Dirección longitudinal</i> | <i>Dirección perpendicular</i> |
|----------------------------------------|-------------------------------|--------------------------------|
| Módulo de elasticidad, psi (GPa) | $2,48 \times 10^6$ (17,4) | $1,67 \times 10^6$ (11,7) |
| Resistencia a la tracción, psi (MPa) | 19 290 (135) | 8 960 (61,8) |
| Resistencia a la compresión, psi (MPa) | 27 980 (196) | 19 290 (135) |
| Coefficiente de Poisson | 0,46 | 0,58 |
| Alargamiento a fractura | 3–4% | – |

Fuente: De "Biomedical Materials", Gibbons, D. F., págs. 253-254, en *Handbook of Engineering in Medicine and Biology*, Fleming, D. G. Feinberg, B. N. CRC Press, Boca Raton, Florida, 1976. Con permiso.

difieren en las direcciones longitudinal (axial) y transversal (radial) (Tabla 23.5). La superficie articulante (o conectora) de cada articulación está recubierta con cartílago, el cual se compone de fluidos corporales que lubrican y proporcionan una intercara con un bajo coeficiente de fricción que facilita el movimiento de deslizamiento entre los huesos de la articulación.

La articulación de la cadera humana (Figura 23.9) implica a la pelvis y al fémur, el hueso del muslo. El amplio movimiento de rotación que permite la cadera se debe a un tipo de articulación de rótula esférica; el extremo superior del fémur termina en una cabeza en forma de bola que encaja en una cavidad en forma de copa (el acetábulo o cavidad cotiloidea) que se encuentra en la pelvis. En la Figura 23.10a se muestra una radiografía de una articulación normal de cadera.

La articulación puede romperse, lo cual ocurre normalmente en la región estrecha, justo debajo de la cabeza. Una radiografía de una cadera fracturada se muestra en la Figura 23.10b; las flechas muestran los dos extremos de la línea de fractura a través del cuello femoral. Además, la cadera puede degradarse (osteoartritis); en este caso se forman pequeñas protuberancias de hueso sobre las superficies de la articulación que están en contacto, lo cual

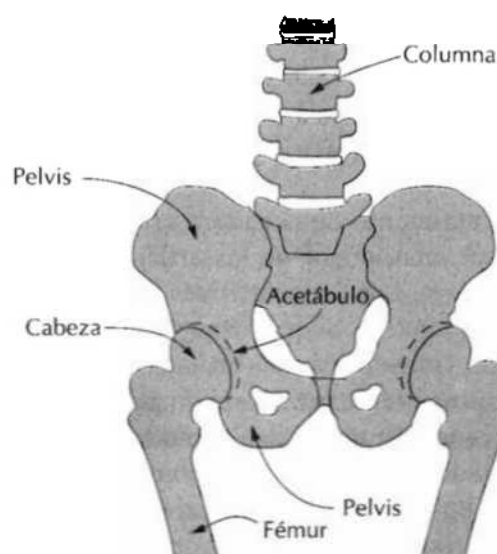


Figura 23.9 Diagrama esquemático de la articulación de cadera y de los componentes esqueléticos adyacentes.

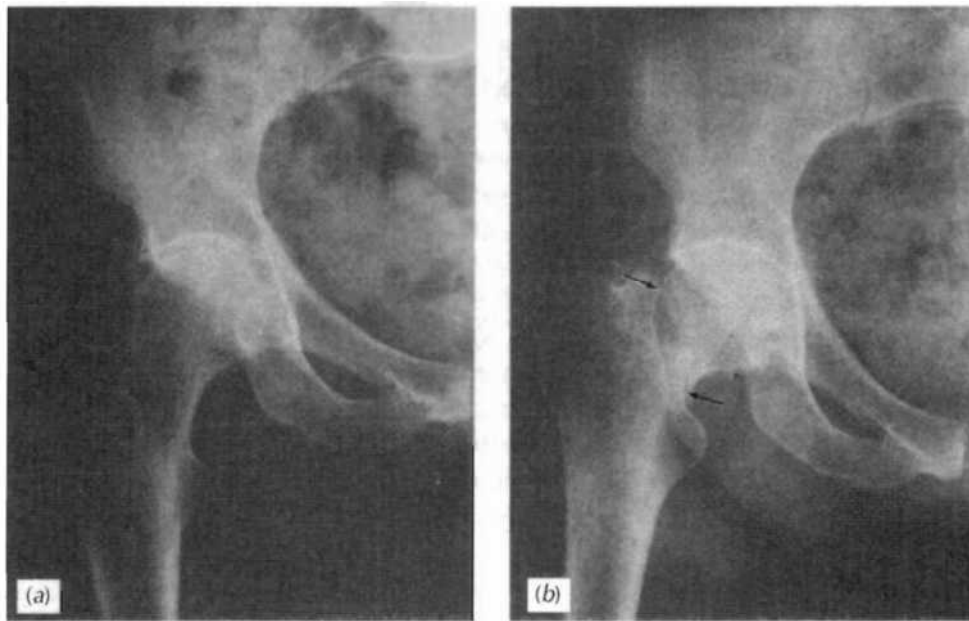


Figura 23.10 Radiografía de (a) una articulación normal de cadera y (b) articulación de cadera fracturada. Las flechas en (b) indican que los dos extremos de la línea de fractura a través del cuello femoral.

causa dolor a medida que la cabeza gira en el acetábulo. Desde los años cincuenta se han reemplazado articulaciones de cadera degradadas y enfermas por articulaciones artificiales, o sea, prótesis, y se han obtenido éxitos moderados. La cirugía de reemplazo total de cadera consiste en la eliminación de la cabeza y la parte superior del fémur y, además, de parte de la médula superior del segmento de fémur restante. En el agujero que queda en el centro del fémur se fija un vástago metálico que tiene, en su otro extremo, la bola de la articulación con la pelvis. Además, la cavidad en forma de copa, en la que encaja la bola, debe ser fijada a la pelvis. Esto se hace eliminando la cavidad original y el tejido circundante. La nueva cavidad acetabular se fija en el hueco formado. Un diagrama esquemático de la articulación artificial de cadera se muestra en la Figura 23.11a; la Figura 23.11b muestra una radiografía del reemplazo total de cadera. En el resto de esta sección trataremos las limitaciones de los materiales y aquellos materiales que han sido utilizados con mayor éxito en los distintos componentes de la cadera artificial.

23.7 REQUISITOS DE LOS MATERIALES

Esencialmente hay cuatro componentes básicos de la articulación artificial de cadera: (1) el vástago femoral, (2) la cabeza artificial o bola unida a este vástago, (3) el acetábulo artificial que se fija a la pelvis y (4) un agente de fijación para fijar tanto el vástago al fémur como el acetábulo artificial a la pelvis. Las propiedades exigidas a los materiales para que puedan ser utilizados en estos elementos son muy restrictivas debido a la complejidad mecánica y química de la articulación de cadera. Algunas de las características exigidas a los materiales se tratan a continuación.

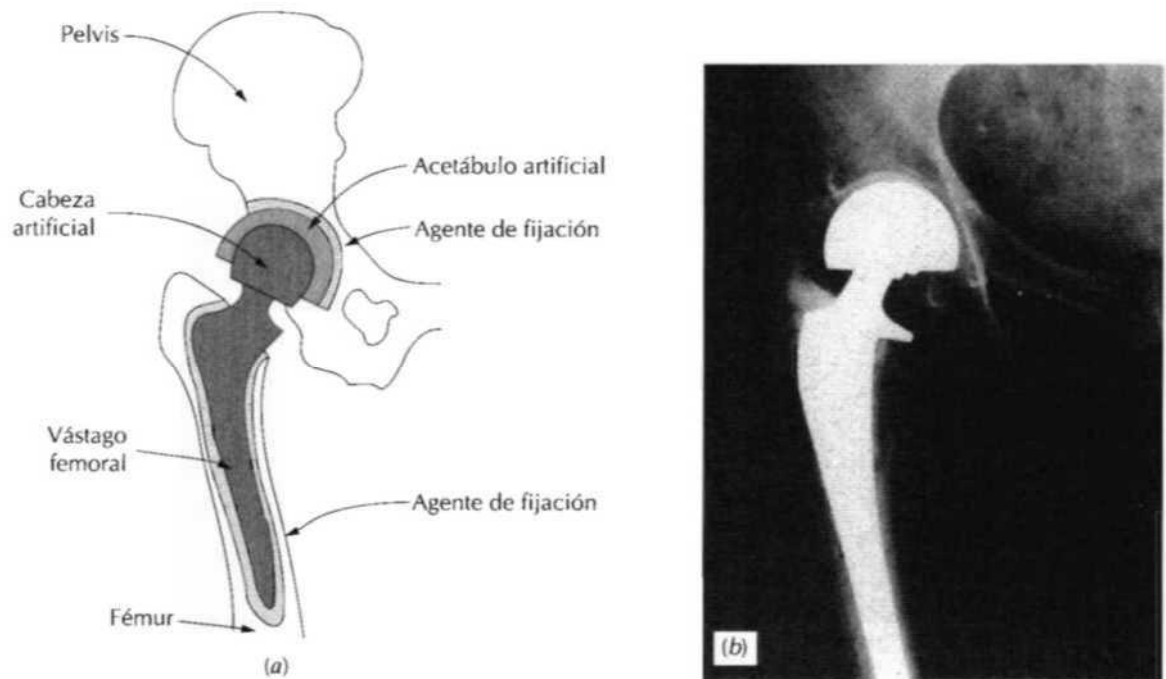


Figura 23.11 (a) Diagrama esquemático y (b) radiografía de una prótesis de cadera implantada.

Siempre que cualquier material se introduce dentro del cuerpo se produce una reacción de rechazo. La magnitud del rechazo puede ser desde una irritación moderada, o una inflamación, hasta la muerte. Cualquier material implantado debe ser *biocompatible*, es decir, debe producir el mínimo grado de rechazo. Los productos que se forman a partir de reacciones con los fluidos corporales deben ser tolerados por los tejidos circundantes de tal manera que la función del tejido normal no sea afectada. La biocompatibilidad es una función de la localización del implante, así como de su composición y forma.

El fluido corporal consiste en una disolución aireada a la temperatura del cuerpo que contiene aproximadamente un 1% en peso de NaCl junto a otras sales y compuestos orgánicos en concentraciones mucho menores. Por tanto, los fluidos corporales son altamente corrosivos y en las aleaciones metálicas pueden producir no sólo corrosión uniforme sino también ataque por picaduras y corrosión por aireación diferencial; cuando hay tensiones presentes conducen a desgaste, a corrosión bajo tensión y a fatiga con corrosión. Se ha estimado que la velocidad de corrosión máxima tolerable en aleaciones metálicas implantadas es del orden de $2,5 \times 10^{-4}$ mm por año.

Otra consecuencia adversa de la corrosión es la generación de productos de corrosión que pueden ser tóxicos o que pueden interferir en las funciones normales del cuerpo. Estas sustancias son rápidamente transportadas por todo el cuerpo; algunas pueden ser captadas por órganos específicos. Aunque otras pueden ser expulsadas del cuerpo, pueden todavía persistir en concentraciones relativamente altas en virtud del proceso continuo de corrosión.

Los huesos y los componentes de los implantes de cadera deben soportar fuerzas que se originan desde dentro del mismo cuerpo, tales como las debi-

das a la gravedad; además, deben transmitir las fuerzas que se originan de la acción muscular tales como el andar. Estas fuerzas son de naturaleza compleja y sus magnitudes, direcciones y velocidades de aplicación varían con el tiempo. Por tanto, las características mecánicas tales como módulo de elasticidad, límite de elasticidad, resistencia a la tracción, tenacidad de fractura y ductilidad son todas importantes consideraciones con respecto a la elección de los materiales de la prótesis de cadera. Por ejemplo, el material utilizado para el vástago femoral debe tener un límite elástico y una resistencia a la tracción mínimos de 500 MPa y 650 MPa, respectivamente, y una ductilidad mínima de 8% de alargamiento. Además, la resistencia a fatiga (para tensiones de flexión de carga completamente invertida [Figura 8.17a]) debe ser al menos 400 MPa a 10^7 ciclos. Para una persona media, la fuerza sobre la articulación de cadera fluctúa alrededor de 10^6 veces por año. Además, el módulo de elasticidad del material de la prótesis debe ser similar al del hueso; una diferencia importante puede conducir al deterioro del tejido de hueso que rodea al implante.

Por otro lado, puesto que las superficies articulares de la bola y de la cavidad acetabular rozan una con otra, el desgaste de estas superficies es minimizado empleando materiales muy duros. El desgaste no uniforme y excesivo puede conducir a un cambio en la forma de las superficies articulares y originar un mal funcionamiento de la prótesis. Además, se generan partículas de deshecho a medida que las superficies articulares se desgastan una con otra; la acumulación de partículas de deshecho en los tejidos circundantes puede producir inflamación.

Las fuerzas de fricción en estas superficies en frotamiento deben ser minimizadas para evitar el aflojamiento del conjunto vástago femoral-cavidad acetabular de sus posiciones fijadas por el agente de unión. Si con el tiempo estos componentes se aflojan, la cadera puede experimentar una degradación prematura que exija su reemplazo.

Finalmente, tres importantes factores de los materiales son la densidad, la reproducibilidad de las propiedades y el costo. Es muy deseable que los componentes utilizados sean ligeros, que las propiedades de los materiales de una prótesis a otra sean estables en el tiempo y, desde luego, que el costo de los componentes de la prótesis sea razonable.

Idealmente, una prótesis de cadera implantada debe funcionar satisfactoriamente durante toda la vida del paciente de manera que no sea necesario su reemplazo. En los diseños actuales la vida de estas prótesis varía entre 5 y 10 años; ciertamente son deseables tiempos más largos.

23.8 MATERIALES EMPLEADOS

23.8.1 Vástago femoral y bola

Los primeros diseños de prótesis de cadera tendieron a producir el vástago femoral y la bola del mismo material: acero inoxidable. Posteriormente se introdujeron algunas mejoras, incluyendo la utilización de otros materiales distintos al acero inoxidable y, además, la fabricación del vástago y de la bola de materiales distintos. La Figura 23.12 es una fotografía en la cual se muestran dos diseños distintos de la prótesis de cadera.

Actualmente, el vástago femoral se fabrica a partir de una aleación metálica de uno de tres tipos posibles: acero inoxidable, aleaciones de cobalto-

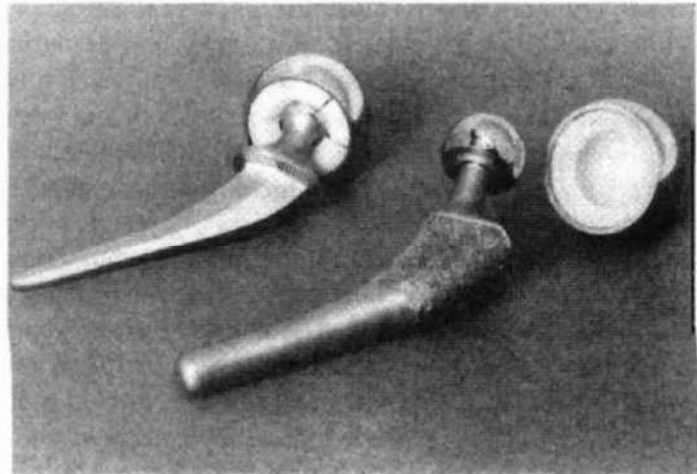


Figura 23.12 Fotografía mostrando dos diseños de prótesis de cadera.

níquel-cromo-molibdeno y aleaciones de titanio. El acero más apropiado es el 316L, el cual tiene un bajo contenido en azufre ($<0,002\%$ en peso); su composición se da en la Tabla 12.4. Las principales desventajas de esta aleación son su susceptibilidad a la corrosión por aireación diferencial y por picaduras y su relativamente baja resistencia a la fatiga. La técnica de fabricación puede influir de forma significativa en sus características. El acero 316L moldeado tiene típicamente malas propiedades mecánicas y una resistencia a la corrosión inadecuada. En consecuencia, los vástagos femorales protésicos son forjados o bien trabajados en frío. Además, el tratamiento térmico puede influir en las características del material y debe tenerse en cuenta. Normalmente el acero 316L es implantado en personas de más edad y menos activas. Las características mecánicas y la gama de velocidades de corrosión para esta aleación (en el estado hechurado en frío) se indican en la Tabla 23.6.

Varias aleaciones de Co-Cr-Mo y Co-Ni-Cr-Mo han sido empleadas para prótesis de cadera; una que ha resultado ser especialmente adecuada, designada mediante MP35N, tiene una composición en peso de 35% Co, 35% Ni, 20% Cr y 10% Mo. Es conformada por forja en caliente y en este estado tiene resistencias a la tracción y límites elásticos superiores a los del acero inoxidable 316L. (Tabla 23.6). Además, sus características de resistencia a la corrosión y a la fatiga son excelentes.

De todas las aleaciones metálicas que se utilizan en prótesis de cadera, probablemente la más biocompatible sea la aleación de titanio Ti-6Al-4V; su composición en peso es, 90% Ti, 6% Al y 4% V. Las propiedades óptimas del material se producen por forja en caliente; cualquier deformación subsiguiente y/o tratamiento térmico debe ser evitado para prevenir la formación de microestructuras que son perjudiciales a su biorrendimiento. Las propiedades de esta aleación se dan también en la Tabla 23.6.

Mejoras recientes para este dispositivo protésico incluyen la utilización de un material cerámico para la bola con preferencia a las aleaciones metálicas antes indicadas. La cerámica seleccionada es el óxido de aluminio de alta pureza, el cual es más duro y más resistente al desgaste y genera tensiones de fricción inferiores en la articulación. Sin embargo, la tenacidad de fractura de la alúmina es relativamente baja y sus características de fatiga

Tabla 23.6 Características mecánicas y de corrosión de tres aleaciones metálicas utilizadas para el componente del vástago femoral de la prótesis de cadera.

| <i>Aleación</i> | <i>Módulo de elasticidad (GPa)</i> | <i>Límite elástico de 0,2% (MPa)</i> | <i>Resistencia a la tracción (MPa)</i> | <i>Alargamiento a la fractura (%)</i> | <i>Límite de fatiga, 10⁷ ciclos (MPa)</i> | <i>Velocidad de corrosión (mpy)^a</i> |
|-------------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------|----------------------------------------|---------------------------------------|------------------------------------------------------|-------------------------------------------------|
| Acero inoxidable 316L (hechurado en frío) | 28,4 × 10 ⁶ (196) | 102 000 (700) | 127 000 (875) | 12 | 55 500 (383) | 0,001–0,002 |
| MP35N (forjado en caliente) | 33,4 × 10 ⁶ (230) | 145 000 (1000) | 174 000 (1200) | 13 | 72 500 (500) | 0,0012–0,002 |
| Ti-6Al-4V (forjado en caliente) | 17,4 × 10 ⁶ (120) | 138 000 (950) | 156 000 (1075) | 13 | 84 100 (580) | 0,007–0,04 |

^a mpy significa 0,001 pulg./año.

Fuentes: De Gladius Lewis, *Selection of Engineering Materials*, 1990, p. 189. Adaptado con permiso de Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey. Y "Materials for Orthopedic Joint Prostheses", Gibbons, D.F. cap. 4, p. 116, en *Biocompatibility of Orthopedic Implants*, Vol I, Williams, D.F., CRC Press, Boca Raton, Florida, 1982. Con permiso.

son insuficientes. Por tanto, el vástago femoral, al estar sometido a niveles de tensión importantes, es todavía fabricado con una de las aleaciones anteriores, y luego se le añade la bola cerámica; este componente vástago femoral -bola es, pues, una unidad de dos piezas.

23.8.2 Cavidad acetabular

Algunas cavidades acetabulares se fabrican con una de las aleaciones biocompatibles, o bien con óxido de aluminio. Más comúnmente, sin embargo, se utiliza polietileno de alto peso molecular (UHMWPE). Este material es virtualmente inerte en el medio corporal y tiene excelentes características de resistencia al desgaste; además tiene un bajo coeficiente de fricción cuando está en contacto con los materiales utilizados para la bola artificial.

23.8.3 Agente fijador

Para el buen funcionamiento de las articulaciones de cadera es necesario asegurar la unión del vástago metálico al fémur y de la cavidad acetabular a la pelvis. Una fijación insegura de cualquiera de estos componentes conducirá finalmente al aflojamiento de ese componente y a la degradación acelerada de la articulación. Se utiliza un agente fijador para unir cada uno de los componentes protésicos a las estructuras óseas circundantes. El agente fijador más utilizado es un cemento óseo de polimetilmetacrilato (acrílico) que es polimerizado *in situ* durante la intervención quirúrgica.

SISTEMA DE PROTECCIÓN TÉRMICA DEL TRANSBORDADOR ESPACIAL

23.9 INTRODUCCIÓN

En 1969, la Administración Nacional Aeronáutica y del Espacio (NASA) de los Estados Unidos decidió dirigir sus esfuerzos al desarrollo de un *Sistema de Transporte Espacial (STS)*, también comúnmente denominado Transbor-

dador Espacial (*Space Shuttle Orbiter*). Esencialmente, el transbordador espacial es un vehículo reutilizable transportador de carga espacial que es lanzado mediante un cohete y posteriormente orbita la Tierra. Cuando la misión finaliza, vuelve a entrar en la atmósfera terrestre, como un avión, y finalmente, cuando ya está en la atmósfera inferior, aterriza también de la misma forma que un avión. El primer vuelo fue realizado por el Columbia en abril de 1981; desde entonces otros cuatro transbordadores han sido construidos: el Discovery, el Atlantis, el Endeavour y el desafortunado Challenger. Una fotografía del Atlantis se muestra en la página 715.

El hecho de que el transbordador espacial pueda funcionar de forma exitosa depende de una "piel" exterior reutilizable, denominada *Sistema de Protección Térmica (TPS)*, la cual protege el interior de la nave y a sus ocupantes del calor sofocante generado durante la fase de reentrada desde el espacio a la atmósfera terrestre. El desarrollo del Sistema de Protección Térmica ha evolucionado durante un período de 20 años y es un problema clásico y complicado de selección de materiales y de diseño. En esta sección se tratan los componentes primarios del TPS del transbordador.

23.10 SISTEMA DE PROTECCIÓN TÉRMICA: REQUISITOS DEL DISEÑO

Los requisitos de los materiales en el Sistema de Protección Térmica inspiran un gran respeto. Por ejemplo, el TPS debe cumplir lo siguiente:

1. Mantener la temperatura en la estructura interna de la nave por debajo de la de diseño (o sea, 175°C para una temperatura máxima en la superficie exterior de 1260°C).
2. Permanecer utilizable durante 100 misiones con un máximo de tiempo de vuelo de 160 horas por viaje.
3. Proporcionar y mantener una superficie exterior lisa y aerodinámica.
4. Ser fabricado con un material de baja densidad
5. Soportar temperaturas extremas entre -110°C y 1260°C
6. Ser resistente a gradientes térmicos severos y a cambios rápidos de temperatura.
7. Ser capaz de soportar las tensiones y vibraciones que se experimentan durante el lanzamiento, así como las inducidas por los cambios de temperatura.
8. Experimentar un mínimo de absorción de humedad y otros contaminantes durante el almacenamiento entre misiones.
9. Que pueda ser adherido a la estructura del avión, que es construida de una aleación de aluminio.

Los sistemas de protección térmica y los materiales desarrollados previamente por la industria aeronáutica no fueron apropiados para el transbordador espacial debido a que eran demasiado densos y/o no reutilizables. Por lo tanto, se hizo necesario diseñar un nuevo conjunto de materiales complejos. Además, no existe un único material capaz de cumplir todos los criterios enumerados anteriormente. Por otro lado, no todas las partes de la superficie de la nave requieren estas condiciones; por ejemplo, los perfiles de temperatura máxima durante la reentrada se muestran en la Figura 23.13.

Por lo tanto, la filosofía adoptada fue diseñar varios sistemas de materiales de protección térmica, cada uno con su particular conjunto de propiedades, que satisfacen los requisitos de una región específica de la superficie de

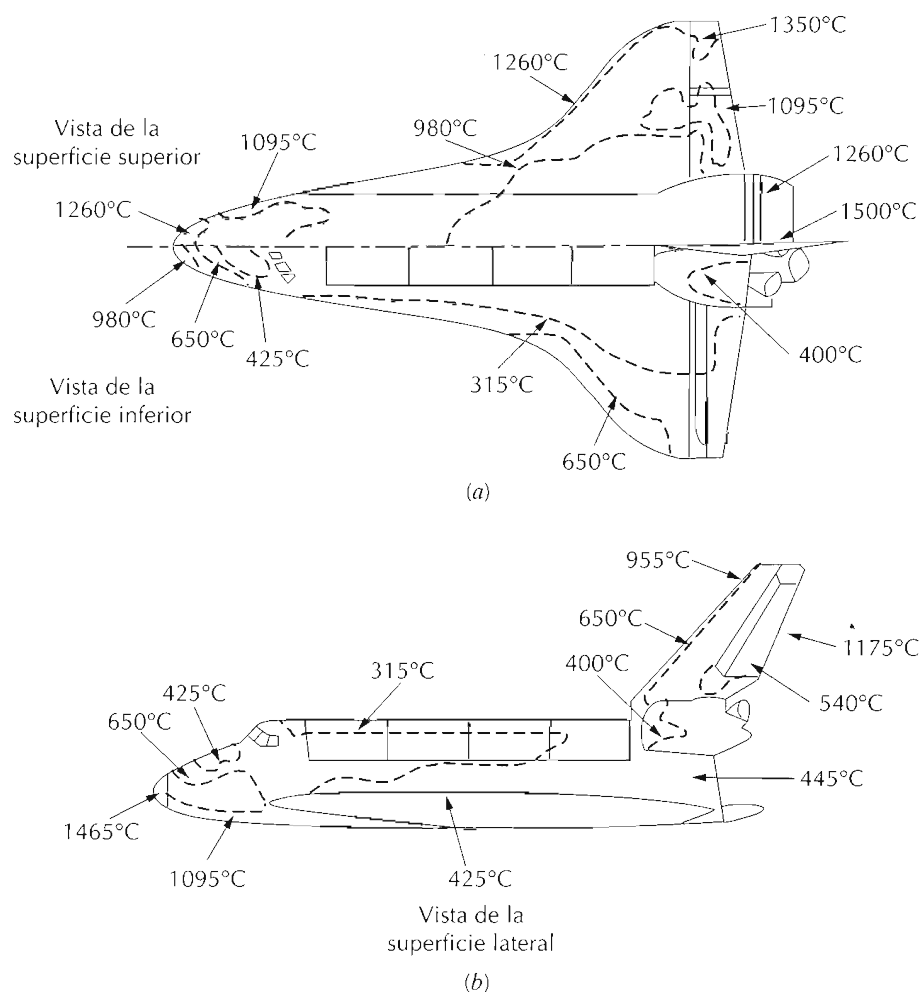


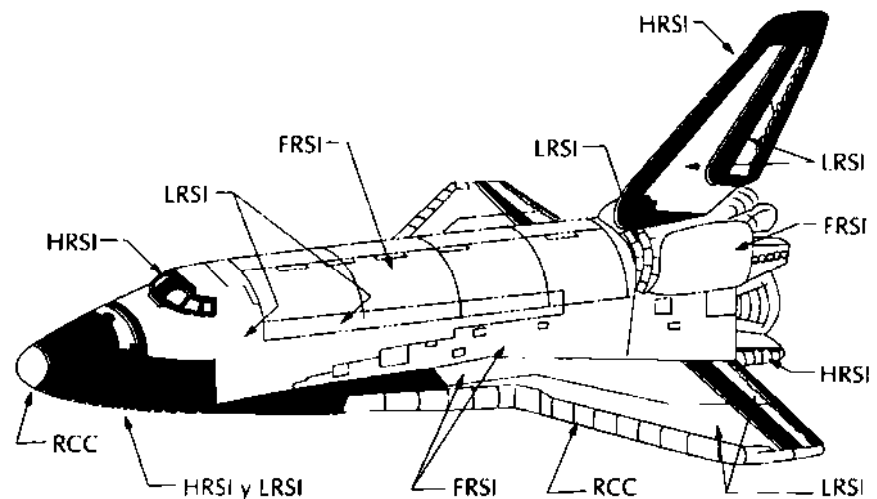
Figura 23.13 Perfiles de temperatura máxima de la superficie exterior del transbordador orbital durante la reentrada: (a) vista superior e inferior; (b) vista lateral (De "The Shuttle Orbiter Thermal Protection System" L. J. Korb, C. A. Morant, R. M. Calland y C. S. Thatcher, *Ceramic Bulletin*, No. 11, Nov. 1981, p.1188. Copyright 1981. Reproducido con permiso de la American Ceramic Society.)

Tabla 23.7 Sistemas de protección térmica empleados en el transbordador espacial

| Nombre genérico del material | Intervalo de temperatura (°C) | Composición del material | Posiciones |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Aislamiento superficial reutilizable de fieltro (FRSI) | Hasta 400 | Fieltro de nilón, revestimiento de goma de silicona | Superficie superior de las alas, partes laterales superiores, puertas de compartimientos de carga |
| Aislamiento superficial reutilizable de baja temperatura (LRSI) y aislamiento superficial reutilizable de alta temperatura (HRSI) | LRSI: 400-650 | LRSI: baldosas de sílice, revestimientos de vidrio de borosilicato | LRSI: superficies superiores de las alas, superficie de la cola, laterales superiores del vehículo |
| | HRSI: 650-1260 | HRSI: baldosas de sílice, revestimientos de vidrio de borosilicato con adición de SiB_4 | HRSI: superficies y laterales inferiores, parte frontal de la cola y bordes posteriores |
| Carbono reforzado con carbono (RCC) | Hasta 1650 | Carbono pirrolítico reforzado con carbono revestido con SiC | Morro y bordes frontales de las alas |

Fuente: De "The Shuttle Orbiter Thermal Protection System," L. J. Korb, C. A. Morant, R. M. Calland y C. S. Thatcher, *Ceramic Bulletin*, No. 11, Nov. 1981. Copyright 1981. Reproducido con permiso de la American Ceramic Society.

Figura 23.14 Posiciones de los distintos componentes del sistema de protección térmica del transbordador espacial: FRSI, aislamiento superficial reutilizable de fieltro; LRSI, aislamiento superficial reutilizable para bajas temperaturas; HRSI, aislamiento superficial reutilizable para altas temperaturas; RCC material compuesto de carbono reforzado con carbono. (De "The Shuttle Orbiter Thermal Protection System" L. J. Korb, C. A. Morant, R. M. Calland y C. S. Thatcher, *Ceramic Bulletin*, No. 11, Nov. 1981, p.1189. Copyright 1981. Reproducido con permiso de la American Ceramic Society.)



la nave. Se emplean tres diferentes sistemas de materiales en los transbordadores espaciales, cuyos diseños dependen de las temperaturas máximas superficiales generadas en el exterior de la nave durante la reentrada. En la Tabla 23.7 se dan los intervalos de temperatura de operación y la composición de los materiales de estos sistemas térmicos, y también las áreas de la nave donde se aplican. Además, las posiciones de estos diversos sistemas se indican en la Figura 23.14.

23.11 COMPONENTES DEL SISTEMA DE PROTECCIÓN TÉRMICA

23.11.1 Aislamiento superficial reutilizable de fieltro

Las regiones superficiales expuestas a temperaturas de hasta 400°C (por ejemplo, superficies superiores de las alas y a lo largo de las paredes laterales del fuselaje superior) están cubiertas con lo que se denomina *aislamiento superficial reutilizable de fieltro (FRSI)*. Este aislamiento consiste en mantas de fieltro de un material de milón cuya superficie exterior está recubierta con un material de silicona para alcanzar las propiedades térmicas superficiales necesarias. Estas mantas son de dos espesores, 0,40 y 0,80 cm, y están unidas a la estructura de aluminio mediante un adhesivo de silicona que vulcaniza a temperatura ambiente (RTV).

23.11.2 Sistemas de baldosas cerámicas

Las restricciones impuestas a los materiales para las regiones del transbordador espacial que están expuestas a temperaturas en el intervalo entre 400 y 1269°C son más severas. Para estas áreas se decidió utilizar un material cerámico relativamente complejo en forma de baldosas. Las cerámicas son materiales intrínsecamente aislantes térmicos y, además, resisten estas altas temperaturas. El diseño de las baldosas es utilizado para que el sistema de protección configure los contornos de la superficie del transbordador y también para que se adapte a los cambios dimensionales térmicos que acompañan los extremos de temperatura que experimenta durante una misión típica.

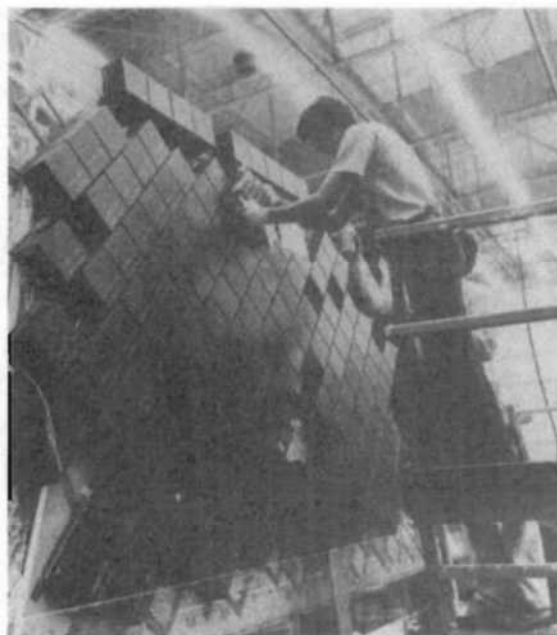


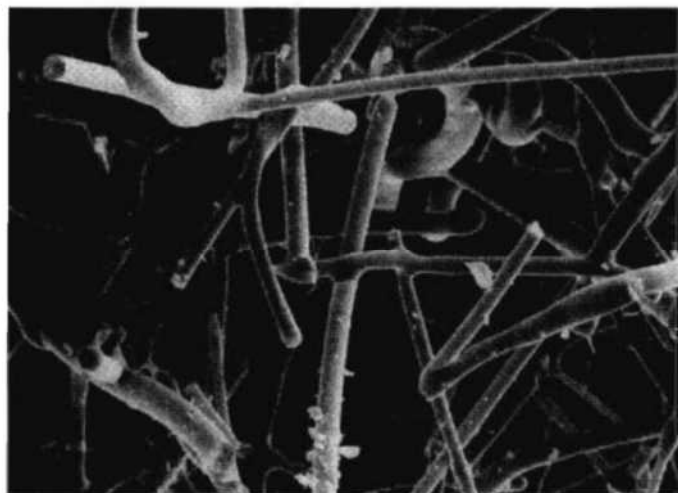
Figura 23.15 Fotografía mostrando la instalación de las baldosas de protección térmica en el transbordador espacial. [Fotografía cortesía de la National Aeronautics and Space Administration (NASA).]

Cada transbordador tiene más de 30 000 de estas baldosas, lo cual comprende aproximadamente el 70% del área exterior total de la nave. No existen dos baldosas con exactamente la misma configuración, pero los tamaños van desde 15 cm \times 15 cm hasta 20 cm \times 20 cm. El espesor de las baldosas varía entre 0,5 cm y 9 cm. Cada baldosa es mecanizada de forma precisa a su forma individual usando herramientas de diamante en una rectificadora controlada por ordenador. La Figura 23.15 es una fotografía que muestra la instalación de las baldosas.

La mayoría de las baldosas se fabrican utilizando fibras muy delgadas de sílice amorfa de alta pureza, con diámetros que van desde 1 hasta 4 μm y longitudes del orden de 0,3 cm. Los enlaces entre fibras se establecen por un tratamiento de sinterización a 1370°C, lo cual produce un material muy poroso y muy ligero. La microestructura de una baldosa típica se muestra en la micrografía obtenida por microscopía electrónica de barrido de la Figura 23.16.

Se utilizan baldosas de dos densidades en cada transbordador espacial. En el *Columbia* y el *Challenger*, las densidades son 0,14 g/cm³ y 0,35 g/cm³; estos materiales aisladores de sílice se denominan LI-900 y LI-2200, respectivamente; el último es más resistente y más duradero que el primero. En los transbordadores *Discovery* y *Atlantis*, la mayor parte de las baldosas LI-2200 han sido reemplazadas por baldosas de un compuesto formado por 78% de fibras de sílice-22% de fibras de borosilicato de aluminio. Este material se designa como FRCI-12, puesto que produce un aislamiento mediante un material compuesto de fibras refractarias (*Fibrous Refractory Composite Insulation*) y tiene una densidad de 0,19 g/cm³; además, es tan resistente como el LI-2200. La utilización del FRCI-12 en lugar del LI-2200 reduce el peso de la nave en aproximadamente 454 kg. Las baldosas más densas en cada transbordador (o sea, LI-2200 o bien FRCI-12) se utilizan en aquellas posiciones donde se requiere una mayor resistencia, tales como alrededor de las puertas y paneles de acceso. La mayor parte de las baldosas de todos los transbordadores, sin embargo, son fabricadas con LI-900.

Figura 23.16 Micrografía al microscopio de barrido de una baldosa de cerámica del transbordador espacial mostrando las fibras de sílice que fueron unidas unas con otras durante el tratamiento de sinterización. x 750. (Fotografía proporcionada por cortesía de Lockheed Aerospace Ceramics Systems, Sunnyvale, California.)



Estos materiales de fibra de sílice de baja densidad son ideales para el sistema de protección térmica del transbordador. Puesto que aproximadamente el 93% de su volumen es espacio vacío, son excelentes aislantes térmicos; esto es confirmado por la fotografía de la página 667, la cual muestra a un operario sosteniendo con la mano un cubo muy caliente del material de la baldosa. Además, la sílice tiene un coeficiente de dilatación térmica muy bajo (Tabla 20.1) así como módulos de elasticidad relativamente bajos (Tabla 13.4); por consiguiente, es muy resistente al choque térmico asociado con cambios rápidos de temperatura (Ecuación 20.8). También la sílice puede ser calentada hasta temperaturas relativamente altas sin que se ablande; exposiciones a temperaturas tan altas como 1480°C son posibles durante tiempos cortos.

Las propiedades de las baldosas son anisotrópicas; se diseñan para que sean más resistentes en el plano de la baldosa y más aislantes térmicos en la dirección perpendicular a este plano.

Las baldosas sobre las superficies expuestas a temperaturas máximas en el intervalo entre 400 y 650°C (o sea, los lados superiores del vehículo, y la superficie superior de las alas y las superficies de la cola) son revestidas con una capa delgada (de espesor $0,030$ cm) de vidrio de borosilicato de alta emitancia. Este tipo de baldosa se denomina *aislamiento superficial reutilizable para bajas temperaturas (LRSI)*; la superficie de la baldosa es blanca, lo cual refleja los rayos de sol y mantiene el transbordador relativamente frío mientras está en órbita. Los lugares donde se utilizan las baldosas LRSI se indican en la Figura 23.14.

Aquellas baldosas que son expuestas a temperaturas máximas superiores, es decir, entre 650°C y 1260°C (o sea, la parte inferior del cuerpo del vehículo, borde posterior de la cola y bordes de salida de las alas) reciben un revestimiento negro que consiste en el mismo vidrio de borosilicato y, además, tetraboruro de silicio (SiB_4); este material de revestimiento se denomina a veces *vidrio curado por reacción (RCG)*. Al tener una emitancia óptica alta, este revestimiento es capaz de irradiar aproximadamente el 90% del calor generado durante la reentrada del transbordador ya sea hacia la atmósfera o bien hacia el espacio interestelar. Este tipo de baldosa se denomina

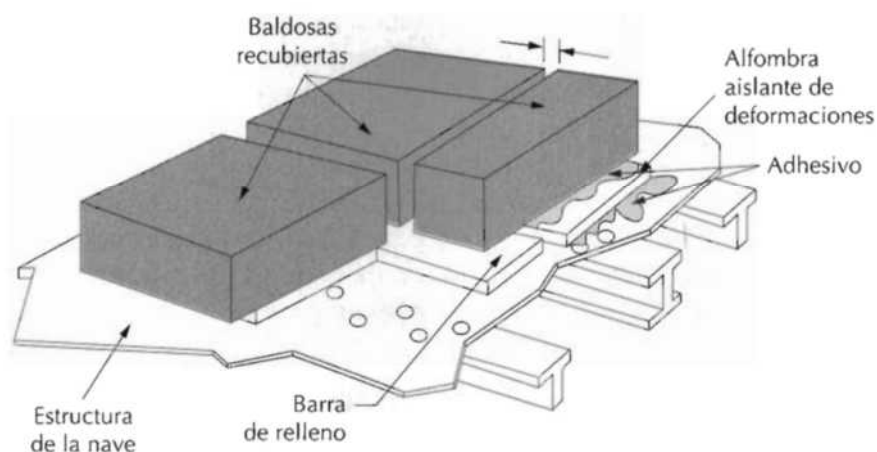


Figura 23.17 Esquema de la sección del conjunto de unión y protección de las baldosas del sistema de protección térmica del transbordador espacial. (De "The Shuttle Orbiter Thermal Protection System" L. J. Korb, C. A. Morant, R. M. Calland y C. S. Thatcher, *Ceramic Bulletin*, No. 11, Nov. 1981, p.1189. Copyright 1981. Reproducido con permiso de la American Ceramic Society.)

aislamiento superficial reutilizable para altas temperaturas (HRSI) y sus posiciones en el transbordador se indican en la Figura 23.14.

También es necesario aislar y proteger las baldosas cerámicas de las deformaciones mecánicas y térmicas a que está sometida la estructura de la nave y, además, fijar las baldosas a dicha estructura. Esto se puede conseguir mediante un conjunto que consiste en una "alfombra" *aislante de deformaciones (SIP)*, una *barra de relleno* y un adhesivo RTV de silicona que une las baldosas al SIP y éste y la barra de relleno a la estructura de la nave. Un diagrama esquemático de este conjunto se muestra en la Figura 23.17. La alfombra aislante de deformaciones está compuesta de un fieltro de nilón que soporta calentamientos repetidos hasta 290°C; esta alfombra aísla las baldosas de las flexiones de la estructura de la nave.

Debajo de las uniones baldosa-baldosa están localizadas las barras de relleno. Son del mismo fieltro de nilón sobre el cual un revestimiento exterior de RTV ha sido aplicado. El espesor de estas barras es mayor que de la alfombra aislante de deformaciones y, como tal, forma una junta de estanquidad que protege las alfombras aislantes de deformaciones de la penetración del agua o del plasma a través de las uniones entre baldosas.

El adhesivo que une los distintos elementos de este conjunto y que también une este conjunto a la estructura de la nave debe soportar exposiciones repetidas a por lo menos 290°C, debe curar a temperatura ambiente y debe ser capaz de llenar cualquier irregularidad en la estructura de la nave. El único material que cumple todos estos requisitos es un adhesivo RTV de silicona.

23.11.3 Carbono reforzado con carbono

Durante la reentrada, algunas regiones de la superficie del transbordador son expuestas a temperaturas superiores a aquellas que las baldosas cerámicas son capaces de soportar (1260°C). Concretamente, estas áreas son la punta de la nariz y los bordes posteriores de las alas, Figura 23.13, donde la temperatura puede alcanzar valores tan altos como 1650°C. El material que fue diseñado para ser utilizado en estos lugares es un material compuesto de *carbono reforzado con carbono (RCC)*. Es también un material relativamente complejo que consta de una matriz de carbono reforzada con fibras

de grafito; la superficie es revestida con una capa delgada de carburo de silicio (SiC) como protección contra la oxidación. Este material compuesto es apropiado para estas regiones de altas temperaturas por las razones siguientes: la resistencia y la rigidez se mantienen hasta las máximas temperaturas de servicio; tiene un bajo coeficiente de dilatación térmica y, por consiguiente, no experimenta importantes tensiones y deformaciones térmicas; es altamente resistente al choque térmico y a la fatiga; su densidad es muy baja; es posible la fabricación en formas complejas. La Figura 23.14 muestra las áreas de la nave donde se emplea este material compuesto RCC.

MATERIALES PARA EMPAQUETAMIENTO DE CIRCUITOS INTEGRADOS

23.12 INTRODUCCIÓN

Los circuitos microelectrónicos, incluidos los circuitos integrados utilizados en los ordenadores modernos, calculadoras y otros dispositivos electrónicos, fueron brevemente tratados en la Sección 19.4. El núcleo del circuito integrado (de forma abreviada *IC*) es el *chip*, un sustrato rectangular de silicio monocristalino de alta pureza (o bien, más recientemente de arseniuro de galio) en el cual literalmente miles de elementos de circuito son impresos. Los elementos de circuito (es decir, transistores, resistencias, diodos, etc.) son creados mediante la adición de concentraciones de impurezas específicas en regiones muy pequeñas y localizadas cerca de la superficie del material semiconductor utilizando técnicas fotolitográficas. Los chips son de tamaño pequeño; los de mayor tamaño son del orden de 6 mm de lado y aproximadamente 0,4 mm de espesor. Fotografías de un chip típico se muestran en la Figura 19.25.

Además, los chips son muy frágiles porque el silicio es un material relativamente frágil y el arseniuro de galio lo es todavía más. También es necesario fabricar el cableado del circuito sobre la superficie del chip para posibilitar el paso de corriente desde un dispositivo a otro sobre el IC de silicio; el conductor metálico utilizado es el aluminio o bien una aleación de aluminio-silicio (99% Al, 1% Si, en peso) la cual es metalizada sobre la superficie del chip para formar tiras conductoras muy delgadas. El diseño del chip exige que estas pistas conductoras terminen en lugares de contacto sobre la periferia del chip, desde donde se pueden realizar conexiones al mundo macroscópico exterior. Es obvio que un chip microelectrónico en funcionamiento es una entidad electrónica muy sofisticada, que los requisitos que deben cumplir los materiales son muy exigentes y que se utilizan técnicas de procesamiento muy elegantes en su fabricación.

Un gran número de chips de IC se fabrican sobre una oblea circular de Si monocristalino, tal como se muestra en la fotografía de la Figura 23.18. Monocristales de Si con diámetros de hasta 8 pulgadas son crecidos de forma rutinaria. Los pequeños circuitos integrados distribuidos de la manera mostrada en la fotografía se denominan *dados*. Cada IC o *dado* es primero ensayado en cuanto a funcionalidad, después de lo cual es sacado de la oblea en una operación meticulosa de corte con sierra o bien "marcando y después rompiendo". Posteriormente, el dado se monta en algún tipo de *empaqueta-*

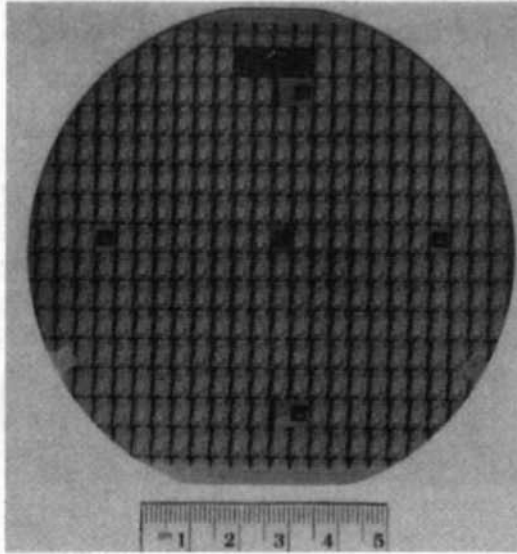


Figura 23.18 Fotografía de una oblea de silicio de 100 milímetros de diámetro. Cada uno de los pequeños rectángulos mostrado es un chip de circuito integrado o dado.

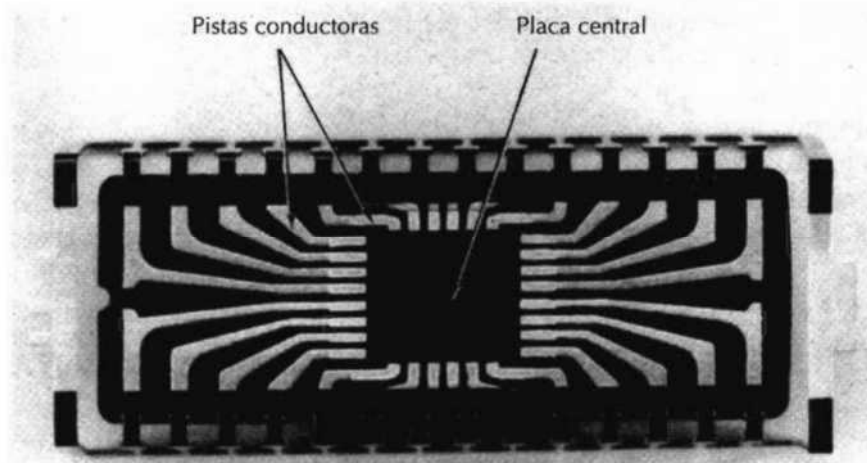
miento. El IC empaquetado puede entonces ser unido a una placa de un circuito impreso. El propósito de esta sección es tratar los requisitos de los materiales y algunos de los materiales que se utilizan para varios empaquetamientos de componentes de circuitos integrados.

Algunas de las funciones que el empaquetamiento de un circuito integrado debe realizar son:

1. Permitir el contacto eléctrico entre los dispositivos sobre el chip y el mundo macroscópico. Los lugares de contacto sobre la superficie de los IC son tan minúsculos y numerosos que la acomodación de los hilos macroscópicos simplemente no es posible.
2. Disipar el exceso de calor. Mientras están operando, los dispositivos electrónicos generan cantidades significativas de calor, el cual debe ser disipado fuera del chip.
3. Proteger las delicadas conexiones eléctricas sobre el chip de la degradación química y de la contaminación.
4. Proporcionar soporte mecánico de manera que el chip pequeño y frágil pueda ser manipulado.
5. Proporcionar una interfase eléctrica adecuada de manera que el rendimiento del IC no sea significativamente degradado por el diseño del empaquetamiento.

Por tanto, el empaquetamiento de los circuitos integrados también plantea exigencias que son un desafío. De hecho, es conocido que el rendimiento de algunos IC es limitado, no por las características de los materiales semiconductores ni tampoco por el proceso de metalización sino más bien por la calidad del empaquetamiento. Existen diferentes diseños de empaquetamiento utilizados por distintos fabricantes de IC. Uno de los diseños más comunes es el *marco conductor*, y es precisamente este diseño el que se ha seleccionado en esta sección para analizar sus componentes y, para cada componente, los materiales que se utilizan, así como sus limitaciones en cuanto a propiedades. Este diseño de empaquetamiento es popular entre los fabricantes de circuitos integrados digitales principalmente porque su producción puede ser altamente automatizada.

Figura 23.19 Fotografía de un marco conductor sobre el cual se indican la placa central y las pistas de contacto. x2. (Marco conductor suministrado por la National Semiconductor Corporation. Fotografía de Dennis Hynes.)



23.13 DISEÑO DEL MARCO CONDUCTOR Y MATERIALES

El marco conductor, como su propio nombre indica, es un marco en el cual pueden hacerse conexiones eléctricas desde el chip de IC. Una fotografía de un tipo de un empaquetamiento de tipo marco conductor se muestra en la Figura 23.19. Esencialmente, el marco conductor consiste en una placa central sobre la cual se monta el dado y en un conjunto de pistas conductoras que pueden conectarse a los terminales del chip mediante hilos conectores. Algunos diseños del marco conductor también necesitan un sustrato sobre el cual se monta el dado; este sustrato, a su vez, está unido a la placa central. Durante el proceso de empaquetamiento y después de que el chip haya sido fijado a la placa central (un procedimiento que se denomina *unión del dado*), los terminales del IC se limpian y se conectan a las pistas del marco conductor mediante hilos conectores (este procedimiento se denomina *unión de hilos*) y, finalmente, este empaquetamiento es encapsulado para preservarlo de la humedad, el polvo y otros contaminantes. Este proceso se denomina *cierre hermético*.

Existen exigencias importantes con respecto a las propiedades del material a utilizar para el marco conductor; éstas son las siguientes: (1) El material del marco conductor debe tener una alta conductividad eléctrica, por cuanto habrá paso de corriente a través de las pistas. (2) El marco conductor, la placa central a la que se une el dado, el sustrato (si está presente) y el adhesivo para unir el dado deben ser conductores térmicos para facilitar la disipación del calor generado por el IC. (3) Es deseable un coeficiente de dilatación térmica similar al del Si; un desajuste en la dilatación térmica podría destruir la integridad de la unión entre el IC y la placa central como resultado de los ciclos térmicos durante la operación normal. (4) El material del marco conductor y del sustrato también deben adherirse al adhesivo de unión del dado, y el adhesivo y el sustrato deben ser conductores eléctricos. (5) Debe ser posible una unión segura y conductora de la electricidad entre el marco conductor y los hilos conectores; (6) El marco conductor debe ser resistente a la oxidación y retener su resistencia mecánica durante los ciclos térmicos que pueden acompañar a los procedimientos de unión del dado y de encapsulamiento. (7) El marco conductor debe también resistir medios

Tabla 23.8 Designaciones, composiciones, conductividades eléctricas y térmicas y coeficientes de dilatación térmica de las aleaciones más utilizadas en los marcos conductores de IC.

| Designación de la aleación | Composición (% en peso) | | | | | Conductividad eléctrica | Conductividad térmica | Coeficiente de dilatación térmica ^a |
|----------------------------|-------------------------|----|-----|------------|----------------------------------|-------------------------|-----------------------|------------------------------------------------|
| | Fe | Ni | Co | Cu | Otros | | | |
| C19400 | 2,35 | | | Equilibrio | 0,03 P, 0,12 Zn 0,03 Pb (máx) | 39,4 | 260 | 16,3 |
| C19500 | 1,5 | | 0,8 | Equilibrio | 0,6 Sn, 0,03 P | 29,1 | 200 | 16,9 |
| Kovar | 54 | 29 | 17 | | | 2,0 | 40 | 5,1 |
| (ASTMF15) | | | | | | | | |
| Aleación 42 | 58 | 42 | | | | 1,4 | 12 | 4,9 |
| (ASTMF30) | | | | | | | | |

^a Los coeficientes de dilatación térmica son valores medios medidos entre 20°C y 300°C.

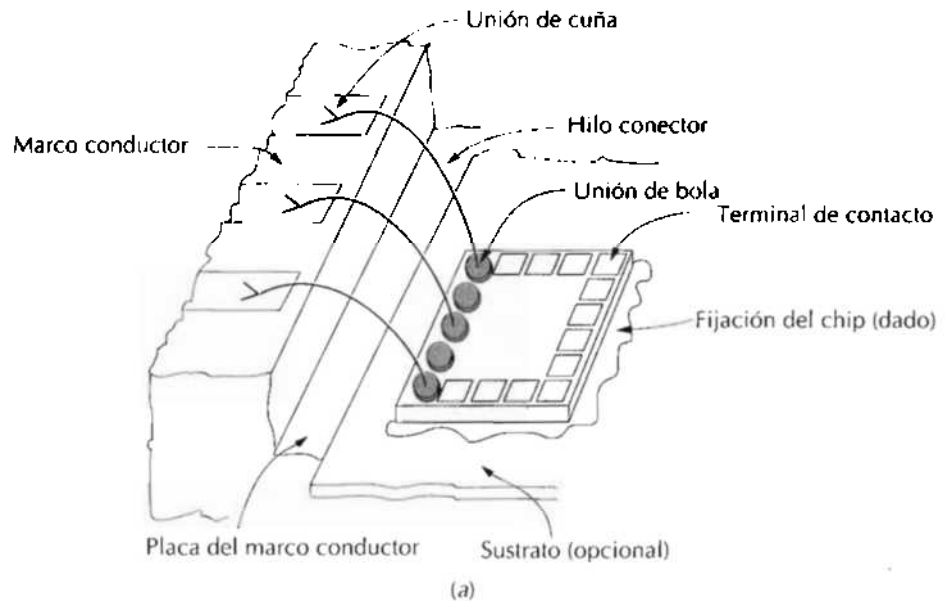
corrosivos a temperaturas elevadas y altas humedades. (8) Debe ser posible producir en serie el marco conductor de forma económica. Normalmente se preparan a partir de láminas metálicas.

Con respecto a las características eléctricas del sustrato y del adhesivo del dado es necesario comentar lo siguiente: en el párrafo anterior se señaló que los materiales utilizados para estos dos componentes del marco conductor deben ser conductores eléctricos. Esto es inconsistente con los materiales cerámicos utilizados para sustratos de empaquetamiento, los cuales, tal como se dijo en la Sección 14.17, deben ser aislantes. Esta discrepancia se resuelve cuando se tiene en cuenta que algunos diseños de empaquetamiento necesitan conectar a tierra el chip del circuito integrado a través del sustrato, mientras que en otros diseños el contacto a tierra se hace a través de hilos de contacto.

Varias aleaciones han sido utilizadas como marcos conductores con varios grados de éxito. Los materiales más usados son aleaciones de cobre-níquel; las composiciones, las conductividades térmica y eléctrica y los coeficientes de dilatación térmica para las dos más populares (C19400 y C19500) se dan en la Tabla 23.8. Estas aleaciones satisfacen, en gran medida, los criterios establecidos en el párrafo precedente. En la tabla también se indican las composiciones de otras dos aleaciones (Kovar y Aleación 42) que han sido ampliamente utilizadas en marcos conductores. Estas dos últimas aleaciones tienen muy bajos coeficientes de dilatación térmica, los cuales son muy cercanos al del Si [es decir, $2,6 \times 10^{-6} (^{\circ}\text{C})^{-1}$]. Sin embargo, a partir de la Tabla 23.8 se puede observar que las conductividades eléctrica y térmica tanto de la aleación Kovar como de la Aleación 42 son inferiores a los valores de la conductividad para las aleaciones C19400 y C19500.

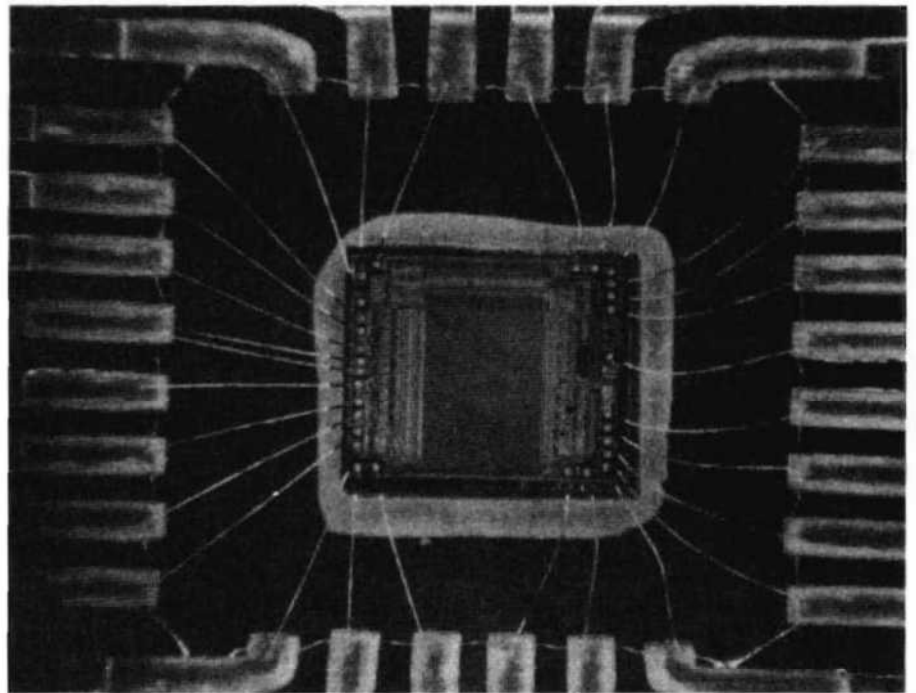
23.14 UNIÓN DEL DADO

La operación de unión del dado consiste en conectar el chip de IC a la placa de soporte del marco de conductor. Para las aleaciones de cobre indicadas en la Tabla 23.8, la unión debe realizarse usando soldadura de un eutéctico de oro-silicio; sin embargo, la fusión del material requiere temperaturas de 500°C.



(a)

Figura 23.20 (a) Diagrama esquemático mostrando un chip de IC, su fijación al sustrato (o a la placa del marco conductor) y los hilos conectores que van hasta las pistas conductoras del marco conductor. (Adaptado de *Electronic Materials Handbook*, Vol. 1, *Packaging*, C. A. Dos-
tal, editor, ASM International, 1989, p. 225). (b) Fotografía mostrando una porción del empaquetamiento de tipo marco conductor. Incluye el chip de IC junto con los hilos conectores. Un extremo de cada hilo se une al lugar de conexión del chip; el otro extremo del hilo se une a los lugares de contacto del marco conductor. $\times 71/2$. (Fotografía cortesía de National Semiconductor Corporation.)



(b)

Otro posible adhesivo es una resina epoxi, la cual se llena con partículas metálicas (normalmente Ag) para proporcionar un camino térmicamente y eléctricamente conductor entre el chip y el marco conductor. El curado de la resina epoxi se realiza a temperaturas entre 60°C y 350°C , según el tipo de aplicación. Puesto que las magnitudes de la dilatación térmica de la aleación de Cu de la placa del marco conductor y la del chip de Si son diferentes, el adhesivo de epoxi debe ser capaz de absorber cualquier deformación térmica producida durante los cambios de temperatura de manera que se mantenga la integridad de la unión. La Figura 23.20a muestra un diagrama es-

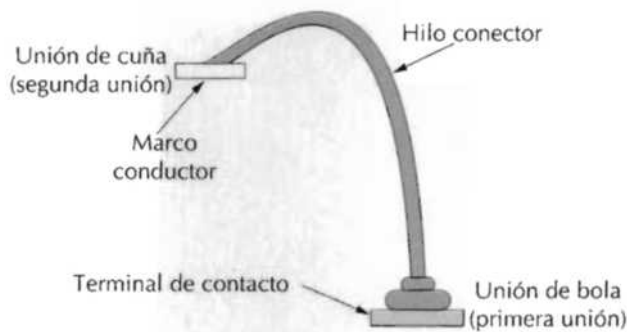


Figura 23.21 Diagrama esquemático mostrando un hilo conector que está unido por una unión de bola a los terminales del IC y por una unión de cuña al marco conductor. (Adaptado de *Electronic Materials Handbook*, Vol 1, *Packaging*, C. A. Dostal, editor, ASM International, 1989, p. 225.)

quemático de un chip que está unido a una capa de sustrato que, a su vez, está unido a la placa del marco conductor. La Figura 23.20b es una fotografía de un chip, su marco conductor y los hilos conectores.

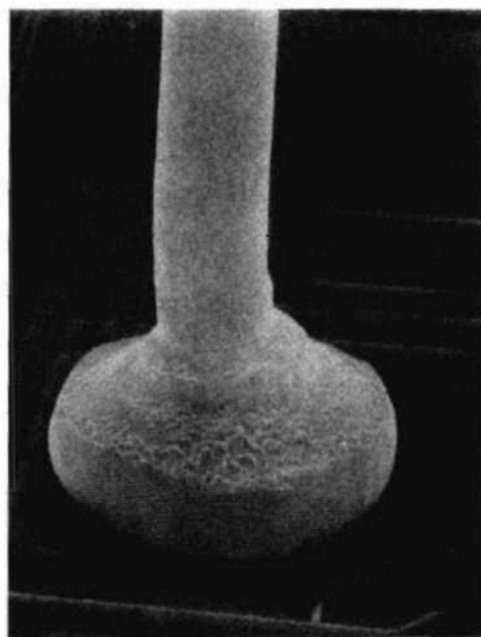
23.15 UNIÓN DE HILOS

El paso siguiente en el proceso de empaquetamiento consiste en realizar conexiones eléctricas entre los terminales metalizados del chip y el marco conductor; esto se consigue utilizando hilos conectores (Figuras 23.20a y 23.20b). El procedimiento de unión de los hilos se realiza normalmente utilizando una operación de microunión, puesto que se utilizan hilos muy finos para realizar las conexiones. La unión de los hilos es el paso más lento del proceso de empaquetamiento debido a que se necesitan instalar varios cientos de hilos; este procedimiento es normalmente automatizado.

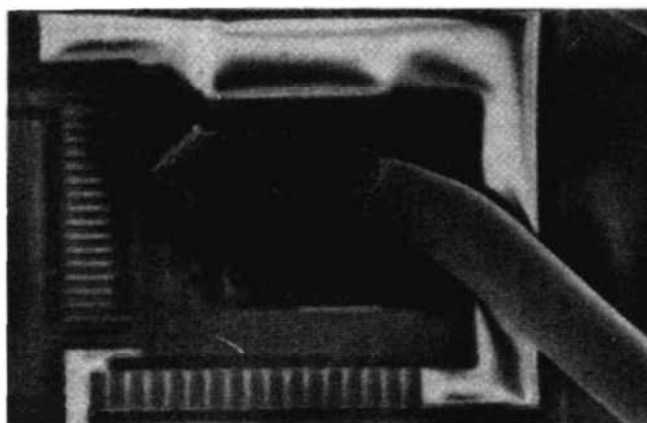
Varias consideraciones importantes deben ser tomadas en cuenta con respecto a la elección de la aleación para el hilo. Desde luego, una conductividad eléctrica alta es el primer requisito. Además, se debe considerar la capacidad de la aleación para unirse mediante soldadura con la aleación de aluminio en el chip y con la aleación de Cu en el marco conductor; la formación de una microunión que sea tanto eléctrica como mecánicamente estable es una necesidad absoluta.

El material más comúnmente utilizado para el hilo es el oro; en realidad es una aleación de oro que contiene una pequeña cantidad de cobre al berilio que se añade para inhibir el crecimiento del grano. Los hilos de oro son redondos y tienen típicamente diámetros de $18\text{ }\mu\text{m}$, $25\text{ }\mu\text{m}$, o bien $50\text{ }\mu\text{m}$. También el Al y el Cu, más baratos, han sido utilizados para hilos de contacto. Antes de realizar la microunión, las regiones de los terminales del chip y las superficies del marco conductor donde deben hacerse las uniones deben ser revestidas con Au para mejorar la unión. Durante el verdadero proceso de microunión, un hilo es llevado a la proximidad de una de las regiones de unión utilizando una herramienta especial. El extremo del hilo es entonces fundido con la fuente de calor de una chispa o una llama.

Es posible hacer dos tipos distintos de microuniones: de bola y de cuña. La Figura 23.21 es un diagrama esquemático que muestra un hilo con una microunión de bola en su extremo de contacto con el terminal del chip y una microunión de cuña en la conexión del marco conductor. Con los hilos de oro se pueden hacer uniones de bola porque el extremo fundido del hilo forma una pequeña bola debido a la alta tensión superficial del oro. La unión



(a)



(b)

Figura 23.22 Micrografías al microscopio electrónico de barrido de (a) una unión de bola (475 \times), y (b) una unión de cuña (275 \times). (Fotografías cortesía de National Semiconductor Corporation.)

de esta bola fundida con el terminal del chip o bien con el marco conductor se realiza por contacto mecánico con la superficie de unión al mismo tiempo que tanto el hilo como la superficie están sometidos a vibraciones ultrasónicas. Una micrografía al microscopio electrónico de barrido de una microunión de bola se muestra en la Figura 23.22a. Este tipo de microunión es especialmente deseable porque, después de hacer la primera de las dos microuniones necesarias para cada hilo (normalmente en el terminal del IC), el hilo puede ser curvado en cualquier dirección en la preparación de la microunión de su otro extremo.

Las puntas de los hilos de cobre y aluminio no forman bolas al ser fundidos. Estos son unidos mediante microuniones de cuña. Para ello, el hilo se coloca entre una sonda vibrante y el terminal del chip o la superficie del marco conductor; la vibración afloja y elimina los contaminantes superficiales, lo cual produce un contacto íntimo de las dos superficies. Una corriente eléctrica es entonces aplicada a través de la sonda, lo cual suelda el hilo a la su-

perficie. Desafortunadamente, el movimiento de flexión de los hilos unidos por cuña está restringido a una sola dirección. Los hilos de oro también pueden ser unidos utilizando microuniones de cuña. La Figura 23.22b es una micrografía al microscopio electrónico de barrido de una microunión de cuña.

Existen otras consideraciones relativas a la unión de hilos que merecen ser mencionadas. Las microuniones de combinaciones de aleaciones que forman fases intermetálicas deben evitarse porque estas fases son normalmente frágiles y conducen a microuniones con falta de estabilidad mecánica a largo plazo. Por ejemplo, Au y Al pueden reaccionar a temperaturas elevadas para formar AuAl_2 , denominado "la plaga púrpura"; este compuesto no es solamente muy frágil (y de color púrpura), sino que también tiene una alta resistividad eléctrica. Además, la integridad mecánica en cada microunión es importante a fin de (1) resistir las vibraciones que el empaquetamiento pueda experimentar, y (2) resistir las tensiones térmicas que se generan a medida que cambia la temperatura en los materiales de empaquetamiento.

23.16 ENCAPSULAMIENTO DEL EMPAQUETAMIENTO

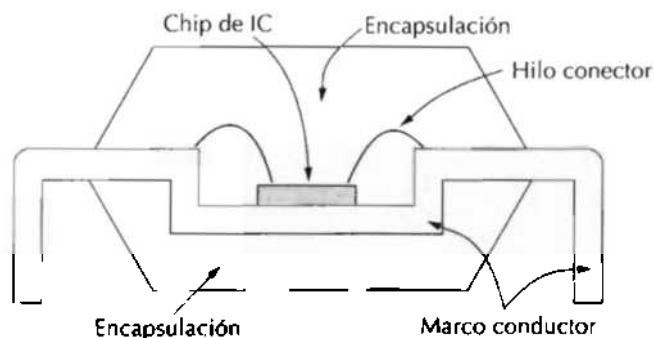
El empaquetamiento electrónico debe proporcionar algún tipo de protección contra la corrosión, la contaminación y el deterioro durante la manipulación y mientras está en servicio. Las microuniones de los hilos de interconexión son extremadamente frágiles y pueden ser fácilmente deterioradas. Especialmente vulnerables a la corrosión son los estrechos circuitos de Al que han sido metalizados sobre la superficie del chip de IC; incluso la más ligera corrosión de estos elementos dañará la operación del chip. Estas capas metalizadas de Al experimentan corrosión cuando la humedad atmosférica, en la cual están disueltas concentraciones mínimas de iones contaminantes (especialmente de cloro y de fósforo), se condensan sobre la superficie del chip. Además, las reacciones de corrosión son aceleradas como consecuencia de corrientes eléctricas que pasan a través de estas pistas del circuito. Por otro lado, cualquier tipo de sodio (por ejemplo, Na^+) que se deposite sobre la superficie del chip se difundirá en el chip y destruirá su operación.

El material utilizado para encapsular el empaquetamiento debe ser:

1. Eléctricamente aislante.
2. Fácilmente moldeable a la forma descada alrededor del dado del chip y los hilos.
3. Ser altamente impermeable a la penetración de humedad y contaminantes;
4. Ser capaz de formar fuertes uniones de adherencia con la superficie del chip, hilos y otros componentes del marco conductor.
5. Presentar estabilidad mecánica y química durante la vida del empaquetamiento.
6. No requerir la exposición a temperaturas excesivamente altas durante la instalación.
7. Tener un coeficiente de dilatación térmica similar a otros componentes del empaquetamiento para evitar las tensiones térmicas capaces de fracturar los hilos conductores.

La Figura 23.23 muestra un diagrama esquemático del encapsulamiento de un IC empaquetado.

Figura 23.23 Diagrama esquemático mostrando el encapsulamiento de un empaquetamiento de marco conductor y de IC. (Adaptado de *Electronic Materials Handbook*, Vol 1, *Packaging*, C. A. Dos-
tal, editor, ASM International, 1989, p. 241.)



Tanto los materiales cerámicos como los polímeros se utilizan para encapsular los empaquetamientos de IC; desde luego, cada uno de estos tipos de materiales tiene su propio conjunto de ventajas y desventajas. Las cerámicas son extremadamente resistentes a la penetración de la humedad y son químicamente estables e inertes. Los vidrios son los materiales cerámicos más comúnmente utilizados. La principal desventaja del vidrio es el requisito de que debe ser calentado a temperaturas moderadamente altas para disminuir su viscosidad hasta el punto de que fluya y haga contacto íntimo con todos los hilos que están microunidos a la superficie del chip. Algunos constituyentes usuales del vidrio deben ser evitados (principalmente Na_2O y K_2O) puesto que los iones volátiles catiónicos (Na^+ y K^+) pueden salir del vidrio fundido. Estas especies aceleran las reacciones de corrosión y los iones disminuyen el rendimiento del chip.

Los materiales polímeros son los que se utilizan en mayor volumen para el encapsulamiento del empaquetamiento debido a que son más baratos que las cerámicas y pueden ser producidos en un estado de baja viscosidad a temperaturas más bajas. Las resinas epoxi y los poliuretanos se utilizan ampliamente, siendo los primeros más corrientes. Sin embargo, estos materiales tienen tendencia a absorber agua y no forman uniones herméticas contra la humedad con los hilos conductores. Algunos de estos polímeros requieren una temperatura de curado del orden de 150°C y durante el enfriamiento a temperatura ambiente se contraen más que otros componentes del empaquetamiento a los cuales están conectados. Esta diferencia en la contracción puede originar deformaciones mecánicas de suficiente magnitud para deteriorar los hilos conectores, así como otros componentes electrónicos. La adición de material de relleno apropiado al polímero (tal como partículas finas de sílice o de alúmina) puede aliviar este problema pero a menudo tiene consecuencias no deseables desde el punto de vista eléctrico. Una comparación de las características de encapsulación de cuatro tipos distintos de polímeros se da en la Tabla 23.9.

23.17 UNIÓN AUTOMATIZADA DE CINTA

Otro diseño de empaquetamiento, la *unión automatizada de cinta* (o bien TAB), una variación del marco conductor discutido anteriormente, ha encontrado amplio uso en virtud de su bajo costo. El empaquetamiento unido por cinta consiste en un sustrato en forma de película flexible y delgada de

Tabla 23.9 Comparación de las propiedades de cuatro clases de polímeros utilizados para el encapsulamiento de circuitos integrados empaquetados.

| | <i>Resinas epoxi</i> | <i>Siliconas</i> | <i>Poliuretanos</i> | <i>Polisulfuros</i> |
|-------------------------------------|----------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| Resistencia dieléctrica | Buena | Buena | Buena | Buena |
| Módulo de elasticidad | Alta | Baja | Gama amplia | Baja |
| Resistencia a la tracción | Alta | Baja | Gama amplia | – |
| Viscosidad del precursor | Baja | Baja | Baja | Alta |
| Adhesión al empaquetamiento | Excelente | Mala (en cerámicas) | Buena | Buena |
| Velocidad de difusión de la humedad | Alta | Alta | Baja | Muy baja |

Fuente: De C. R. M. Grovenor, *Microelectronic Materials*, Copyright 1989 del Institute of Physics Publishing, Bristol.

un polímero de poliamida; sobre la superficie de este sustrato se realiza un patrón de pistas de conducción (o “dedos”) de alta conductividad de cobre similares en configuración a las del marco conductor convencional. En la Figura 23.24 se muestra un diagrama esquemático de un marco conductor unido a cinta.

La película de poliamida proporciona el soporte mecánico sobre el cual se une el dado utilizando un adhesivo. Las anchuras de las cintas de poliamida son típicamente de 35 mm y se realizan agujeros a lo largo de los bordes para facilitar el movimiento y el posicionamiento de los marcos conductores del TAB. Literalmente miles de estas unidades individuales, unidas unas a otras por los extremos, son enrolladas en carretes preparados para el procesamiento automático.

Los dedos de cobre son extremadamente estrechos y están en posiciones muy cercanas. Las distancias entre los puntos más próximos de las pistas son del orden de 50 μm , que es mucho menor de lo que es posible para el marco

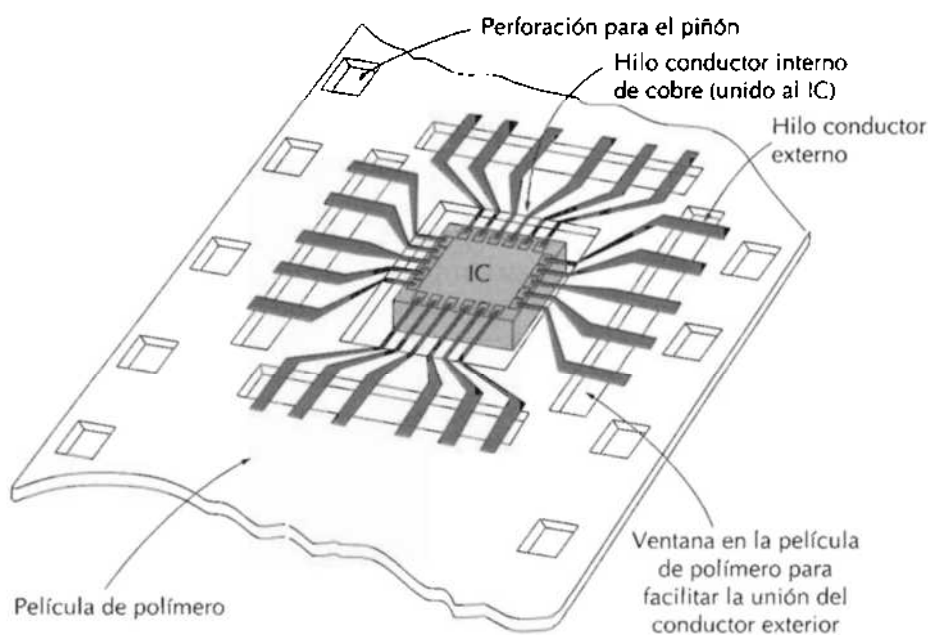


Figura 23.24 Diagrama esquemático de un marco conductor unido a cinta (TAB). (Adaptado de *Electronic Materials Handbook*, Vol 1, *Packaging*, C.A. Dos-tal, editor, ASM International, 1989, p. 233.)

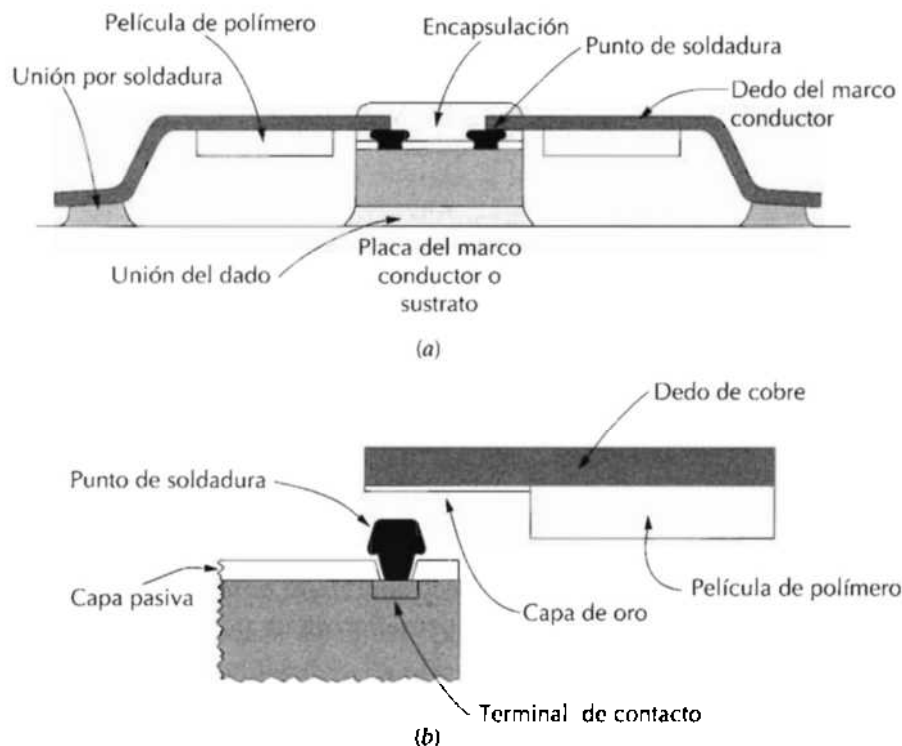


Figura 23.25 Diagramas esquemáticos mostrando (a) la sección de un empaquetamiento del marco conductor TAB encapsulado, y (b) cómo se consigue la unión entre el chip IC y un dedo de cobre mediante un punto de soldadura. (Adaptado de *Electronic Materials Handbook*, Vol 1, *Packaging*, C. A. Dostal, editor, ASM International, 1989, p. 234).

conductor estampado. Además, cada terminal del chip es microunido directamente a uno de estos dedos de cobre, lo cual elimina la necesidad de hilos de conexión. Los dedos de cobre son muy delgados, de manera que para que se pueda producir la conexión eléctrica, los terminales del chip deben sobresalir por encima del revestimiento metalizado. Esto se consigue utilizando "puntos de soldadura", que son normalmente capas de oro (o cobre chapado en oro) de aproximadamente $25\text{ }\mu\text{m}$ de espesor. En la Figura 23.25 se muestran representaciones esquemáticas que ilustran el diseño de este tipo de fijación. Los dedos de contacto se unen a estas protuberancias mediante soldadura utilizando una herramienta de unión por compresión térmica. Este diseño de unión sobre cinta está totalmente automatizado de manera que los cientos de microuniones se pueden realizar en un sólo paso; esto no es posible en los marcos conductores convencionales, que requieren múltiples operaciones de unión de los hilos.

La operación de empaquetamiento del marco conductor TAB finaliza, de la misma manera que ocurre con el marco conductor estampado, por encapsulación del conjunto (o sea, marco conductor de la cinta y su chip asociado) dentro de un material polímero fluido que más tarde cura para formar un escudo protector. De este empaquetamiento sobresalen los dedos de cobre, que son los caminos conductores a los cuales se realizan las conexiones eléctricas del exterior. El exceso de calor generado por el chip debe ser disipado a través de estos dedos de cobre porque la cinta de polímero no proporciona un camino conductor del calor debido a su baja conductividad.

El último objetivo de diseño para el empaquetamiento del IC es que permita la operación correcta del dispositivo empaquetado. A medida que las

frecuencias y las velocidades de cálculo aumentan cada vez más, las consideraciones eléctricas y mecánicas del diseño del empaquetamiento deben estar más integradas. El buen funcionamiento eléctrico del conjunto es tan importante como la fiabilidad total del mismo.

RESUMEN

En este capítulo hemos ilustrado el protocolo de selección de materiales analizando cinco casos concretos. Para el primer caso, una viga cilíndrica empotrada, se desarrollaron expresiones para la optimización de la rigidez y la resistencia. Además, se tuvieron en cuenta las consideraciones económicas y se clasificaron varios materiales de ingeniería según su adecuación para esta aplicación.

Se realizó un análisis de tensiones para un muelle helicoidal, y, posteriormente, este análisis se extendió a un muelle de válvula de automóvil. Se puso de relieve que la posibilidad de rotura por fatiga era crucial para el rendimiento del muelle en esta aplicación. Se calculó la tensión de cizalladura, cuya magnitud resultó ser casi idéntica al límite de fatiga calculado para el acero aleado con cromo y vanadio que se utiliza comúnmente para muelles de válvulas. Se indicó que el límite de fatiga de los muelles de válvula es a menudo aumentado por granallado. Finalmente se sugirió un procedimiento para evaluar las posibilidades económicas de este diseño del muelle incorporando el acero al cromo y vanadio granallado.

En el tercer caso analizado se estudió la sustitución de la articulación de la cadera por una prótesis. Primero se habló de la anatomía de la cadera y luego se describieron los componentes de la prótesis y los requisitos que deben satisfacer los materiales para fabricar esos componentes. Los materiales de implante deben ser biocompatibles con los tejidos y fluidos corporales, deben ser resistentes a la corrosión y también deben ser mecánicamente compatibles con los materiales en la intercara entre componentes del cuerpo y materiales utilizados en la prótesis. El vástago femoral y la bola se fabrican normalmente de acero inoxidable hechurado en frío, una aleación forjada en caliente de Co-Ni-Cr-Mo, o bien una aleación de titanio forjada en caliente. Algunos de los últimos diseños utilizan una bola de óxido de aluminio policristalino. Para fabricar la cavidad acetabular se utiliza normalmente polietileno de peso molecular ultra alto, mientras que para la fijación del vástago femoral (al fémur) y la cavidad acetabular (a la pelvis) se utiliza un cemento acrílico.

El sistema de protección térmico del transbordador espacial fue el cuarto caso considerado. Su diseño presenta algunos requisitos muy restrictivos sobre los materiales; éstos fueron superados por la incorporación de diversos sistemas, así como por medio del desarrollo de nuevos materiales. Un aislamiento reutilizable de fieltro, formado por mantas de fieltro de nilón revestidas con silicona, se utiliza para aquellas regiones de la superficie expuestas a temperaturas de reentrada relativamente bajas. Las baldosas cerámicas revisten la mayor parte de la superficie del transbordador espacial expuesta a temperaturas más altas. Este aislante poroso está compuesto por fibras de sílice o bien por una combinación de fibras de sílice y de borosilicato de aluminio. Se fabrican baldosas con distintas resistencias, densidades, y propiedades térmicas para su utilización en zonas distintas. Se aplica un recubri-

miento de vidrio a cada baldosa para aumentar sus características de reflectancia o emisividad. Aquellas regiones superficiales del transbordador espacial que experimentan las temperaturas más altas se elaboran con un compuesto de carbono-carbono que es revestido con una capa delgada de carburo de silicio.

Los materiales utilizados para el empaquetamiento de los circuitos integrados que incorporan el diseño del marco conductor fueron el tema final estudiado. Un chip de IC es unido a la placa del marco conductor utilizando una soldadura de una aleación eutéctica o bien una resina epoxi. El marco conductor debe ser conductor eléctrico y térmico, e, idealmente, debe tener un coeficiente de dilatación térmica similar al del material del chip (es decir, silicio o arseniuro de galio); las aleaciones de cobre se utilizan normalmente como materiales para el marco conductor. Hilos muy delgados (preferiblemente de oro, pero a menudo de cobre o bien aluminio) se utilizan para hacer de conexiones eléctricas desde los lugares de contacto microscópicos del chip de IC al marco conductor. Técnicas de microuniones ultrasónica, soldadura o soldadura dura se utilizan en donde cada conexión puede ser de la forma de una bola o una cuña. El paso final es la encapsulación del empaquetamiento, mediante el cual el conjunto marco conector-hilo-chip es encapsulado para ser protegido. Vidrios cerámicos y resinas poliméricas son los materiales más corrientemente utilizados. Las resinas son menos caras que los vidrios y requieren temperatura de encapsulación menores; los vidrios ofrecen normalmente un alto nivel de protección.

BIBLIOGRAFÍA

General

LEWIS, G., *Selection of Engineering Materials*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ, 1990.

Optimización de la resistencia y la rigidez

ASHBY, M. F. y D. R. H. JONES, *Engineering Materials 1, An Introduction to Their Properties and Applications*, Pergamon Press, Oxford, 1980.

Muelles para válvulas de automóviles

EDWARDS, K. S., JR y R. B. MCKEE, *Fundamentals of Mechanical Component Design*, Capítulo 18, McGraw-Hill Book Company, New York, 1991.

Society of Automotive Engineers Handbook, 1991 edition, Section 6, Society of Automotive Engineers, Inc., 1991

Reemplazo total de cadera

WILLIAMS, D. F. (Editor), *Biocompatibility of Orthopedic Implants*, Vol. I, CRC Press, Inc., Boca Raton, FL, 1982.

PILLIAR, R. M., "Manufacturing Processes of Metals: The Processing and Properties of Metal Implants," *Metal and Ceramic Biomaterials*, P. Ducheyne y G. Hastings (Editors), CRC Press, Inc., Boca Raton, FL, 1984.

Sistema de protección térmica del transbordador espacial

KORB, L. J., C. A. MORANT, R. M. CALLAND, y C. S. THATCHER, "The Shuttle Orbiter Thermal Protection System," *American Ceramic Society Bulletin*, Vol. 60, No. 11, 1981, pp. 1188-1193.

COOPER, P. A. y P. F. HOLLOWAY, "The Shuttle Tile Story," *Astronautics and Aeronautics*, Vol. 19, No. 1, 1981, pp. 24-36.