

CAPÍTULO N°3: MODOS DE FALLO DE UN PANEL SÁNDWICH

- 3.1. INTRODUCCIÓN**
- 3.2. RESISTENCIA INSUFICIENTE**
- 3.3. INESTABILIDADES LOCALES**
- 3.4. INESTABILIDADES GLOBALES**

3.1. INTRODUCCIÓN

En el diseño de estructuras sándwich con núcleo tipo “honeycomb” deben considerarse los modos de fallo que se detallan en a continuación, los cuáles pueden darse de forma independiente o combinados.

Se pueden clasificar según tres categorías, según el origen del fallo sea:

- Resistencia insuficiente
- Inestabilidades locales
- Inestabilidades globales

Las fórmulas que determinan si se ha producido el fallo de algún componente suelen venir expresadas en términos del factor de reserva (en adelante RF). Cuando el factor de reserva es menor que 1 significa que está fallando el componente que se esté analizando según el modo de fallo asociado a dicho factor de reserva.

3.2. RESISTENCIA INSUFICIENTE

Se consideran pertenecientes a este grupo los fallos producidos, en pieles y núcleo, cuando se superan los valores de resistencia última del material.

- Fallo de las pieles
 - Rotura tensión plana
 - Cortadura interlaminar
- Fallo del núcleo
 - Fallo por cortadura transversal
 - Cortadura del núcleo
 - Despegue de la unión núcleo-piel
 - Aplastamiento del núcleo
 - Tensión o compresión plana en zonas de rampa

3.2.1. ROTURA DE LAS PIELES POR TENSIÓN PLANA

La rotura de las pieles puede ocurrir bien en la cara a compresión o bien en la cara a tracción, pudiendo estar causada por un insuficiente espesor del panel sándwich, espesor o resistencia última de las pieles. Ocurre cuando la tensión en una de las caras supera el admisible en tensiones a tracción o compresión.

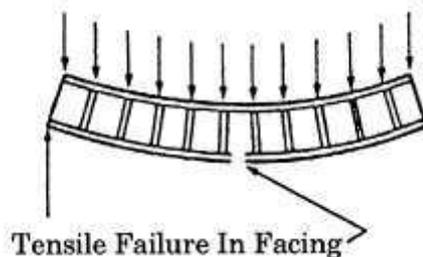


Figura 14. Rotura piel por tensión plana

Este tipo de rotura, es una rotura a nivel de lámina. Para predecir este tipo de rotura pueden emplearse cualquier criterio de fallo definido para determinar el fallo de una lámina de material compuesto. Los que se van a emplear en análisis realizado en este proyecto son los que se indican a continuación.

- CRITERIO MÁXIMA TENSIÓN

El criterio de máxima tensión predice que la fractura en una lámina de material compuesto no se producirá si:

$$\begin{aligned}\sigma_{11} < X_T & \quad \sigma_{11} > 0 \\ \sigma_{22} < Y_C & \quad \sigma_{22} > 0 \\ \sigma_{12} < S & \quad \sigma_{12} > 0\end{aligned}$$

para estados de tracción.

$$\begin{aligned}|\sigma_{11}| < X_C & \quad \sigma_{11} < 0 \\ |\sigma_{22}| < Y_C & \quad \sigma_{22} < 0 \\ |\sigma_{12}| < S & \quad \sigma_{12} < 0\end{aligned}$$

para estados de compresión.

- CRITERIO TSAI-HILL

El criterio de Tsai-Hill predice que la fractura en una lámina de material compuesto no se producirá si:

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} \leq 1$$

Este criterio hay que particularizarlo dependiendo si el estado tensional es de tracción o compresión, empleando las resistencias de tracción (X_T , Y_T) y compresión (X_C , Y_C) respectivamente.

- CRITERIO MÁXIMA DEFORMACIÓN

El criterio de la máxima deformación predice que se producirá el fallo de una lámina de material si no se satisface alguna de las siguientes desigualdades:

$$\begin{aligned}\epsilon_{11} < X_{\mathcal{E}T} & \quad \epsilon_{11} > 0 \\ \epsilon_{22} < Y_{\mathcal{E}T} & \quad \epsilon_{22} > 0 \\ \gamma_{12} < S_{\mathcal{E}} & \quad \gamma_{12} > 0\end{aligned}$$

para estados de tracción, y:

$$\begin{aligned}|\epsilon_{11}| < X_{\mathcal{E}C} & \quad \epsilon_{11} < 0 \\ |\epsilon_{22}| < Y_{\mathcal{E}C} & \quad \epsilon_{22} < 0 \\ |\gamma_{12}| < S_{\mathcal{E}} & \quad \gamma_{12} < 0\end{aligned}$$

para estados de compresión.

Las deformaciones admisibles se calculan a partir de las tensiones admisibles, mediante la ley de comportamiento de una lámina:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}$$

Donde cada uno de los términos de la matriz:

$$S_{11} = \frac{1}{E_{11}}; \quad S_{22} = \frac{1}{E_{22}}; \quad S_{66} = \frac{1}{G_{12}}; \quad S_{12} = \frac{-\nu_{12}}{E_{11}} = \frac{-\nu_{21}}{E_{22}}$$

El telegraphing es un efecto exclusivo de estructuras sándwich con núcleo de nido de abeja. Como consecuencia del proceso de fabricación, al ejercerse presión sobre las pieles, éstas copian al núcleo, es decir, la geometría de la celdilla se queda grabada en la piel. Esto hace que los apilados que constituyen los revestimientos de las estructuras sándwich con núcleo de nido de abeja, presenten admisibles inferiores a los ensayados en apilados monolíticos. Los orígenes de esta pérdida de admisibles son diversos, destacándose los efectos de:

- Concentración de carga en los meniscos de resina que se forman en la adhesión con el núcleo.
 - La irregularidad superficial de las pieles al apoyarse sobre el núcleo en la fase de curado bajo presión
 - El bajo número de telas que integran las pieles de los paneles sándwich y que pueden conducir a fenómenos de inestabilidad bajo cargas de compresión.

Los admisibles de rotura de telegraphing se obtienen habitualmente mediante ensayos de flexión en cuatro puntos. Para un tejido carbono/epoxy como el utilizado la reducción de admisible en deformaciones frente al nominal del material está entorno al 40%.

Para determinar el fallo por telegraphing se suele emplear un criterio equivalente al criterio de máxima deformación. El criterio de fallo empleado se muestra seguidamente:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{TLG_compression} &\leq \varepsilon_{11} \leq \varepsilon_{TLG_tension} \\ \varepsilon_{TLG_compression} &\leq \varepsilon_{22} \leq \varepsilon_{TLG_tension} \end{aligned}$$

donde:

$\varepsilon_{TLG_compression}$: admisible de telegraphing a compresión de una lámina de material compuesto en la dirección x principal del material.

$\epsilon_{TLG_compression}$: admisible de telegraphing a compresión de una lámina de material compuesto en la dirección y principal del material.

$\epsilon_{TLG_tension}$: admisible de telegraphing a tracción de una lámina de material compuesto en la dirección x principal del material.

$\epsilon_{TLG_tension}$: admisible de telegraphing a tracción de una lámina de material compuesto en la dirección y principal del material.

3.2.2. ROTURA DE LAS PIELES POR CORTADURA INTERLAMINAR (INTERLAMINAR SHEAR)

El fallo por rotura interlaminar entre las telas que conforman las pieles del panel sándwich en la zona bulk no suele ser crítica, en tanto que el valor de la cortadura en las caras extremas es muy baja, siendo en esta zona más probable la rotura por cortadura del núcleo.

El factor de reserva para la rotura por cortadura interlaminar, RF_{ILSS} , se calcula de acuerdo a la siguiente fórmula:

$$RF_{ILSS} = \frac{\tau_{ILSS}}{\sqrt{\tau_{zx}^2 + \tau_{yz}^2}}$$

donde:

τ_{ILSS} : resistencia a cortadura interlaminar (MPa)

τ_{zx} : tensión de cortadura zx (MPa)

τ_{yz} : tensión de cortadura yz (MPa)

3.2.3. FALLO DEL NÚCLEO POR CORTADURA (CORE SHEAR)

Causado porque el núcleo presenta una resistencia a cortadura insuficiente debido a que el admisible de cortadura o el espesor del panel es bajo.

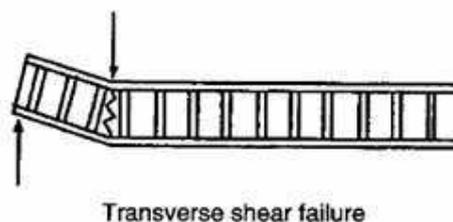


Figura 15. Fallo del núcleo por cortadura

La rotura por cortadura fuera del plano en el núcleo, puede ser uno de los mecanismos de fallo dimensionantes en las zonas de la zona bulk adyacentes a la rampa (así como en la propia rampa), o en zonas interiores del panel con entrada concentrada de carga (herrajes, insertos, etc.)

El factor de reserva para la rotura por cortadura fuera del plano del núcleo, RF_{cshear} , se calcula según la siguiente fórmula:

$$RF_{cshear} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{\tau_{core_zx}}{\tau_{zx_ult}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{core_yz}}{\tau_{yz_ult}}\right)^2}}$$

donde:

τ_{core_zx} : tensión de cortadura zx en el core (MPa)

τ_{core_yz} : tensión de cortadura yz en el core (MPa)

τ_{core_zx} : resistencia última a cortadura zx en el core (MPa)

τ_{core_yz} : resistencia última a cortadura yz en el core (MPa)

Cuando se producen cargas de tracción en la cara bolsa y de compresión en la cara útil, la rotura del núcleo a cortadura en la zona rampa será como se indica en la siguiente figura.

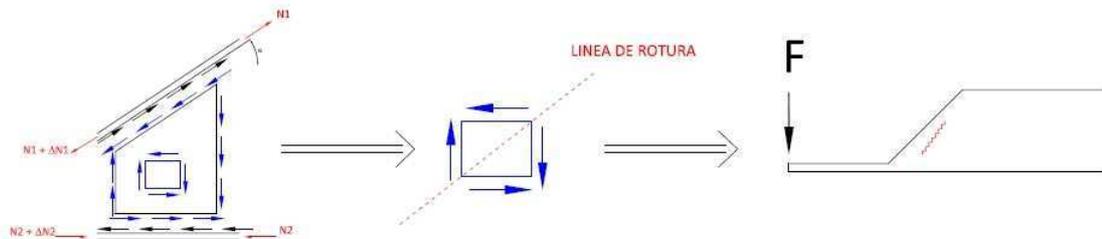


Figura 16. Rotura del núcleo en la rampa por tracción en cara bolsa y compresión en cara útil.

Sin embargo, cuando las cargas de compresión se dan en la cara bolsa y las de tracción en la cara útil, la línea de rotura se dará a -45° aproximadamente.

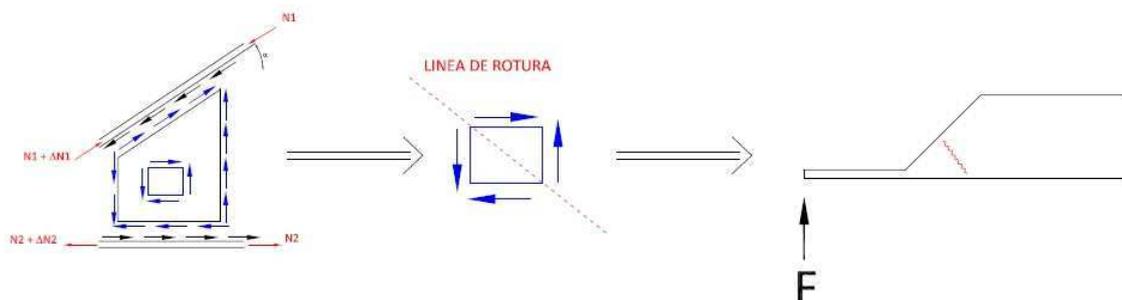


Figura 17. Rotura del núcleo en la rampa por compresión en cara bolsa y tracción en cara útil.

3.2.4. DESPEGUE DE LA UNIÓN PIEL-NÚCLEO (FACESHEET DEBONDING)

El despegue de las pieles del núcleo en la zona bulk únicamente podría producirse por cargas de cortadura. Sin embargo, la resistencia al despegue de las

telas del núcleo es en general muy superior al admisible de rotura del núcleo por core shear, por lo que este tipo de fallo, no suele ser determinante en esta zona del panel.

El factor de reserva para la rotura por despegue, RF_{deb} , se calcula de acuerdo a la siguiente fórmula:

$$RF_{deb} = \frac{\tau_{deb}}{\sqrt{\tau_{zx}^2 + \tau_{yz}^2}}$$

donde:

τ_{zx} : tensión de cortadura zx en la unión piel-núcleo (MPa)

τ_{yz} : tensión de cortadura yz en la unión piel-núcleo (MPa)

τ_{deb} : resistencia al despegue de las telas del núcleo (MPa)

3.2.5. APLASTAMIENTO DEL NÚCLEO

Causado por una resistencia del núcleo a compresión transversal baja. Puede ser un fallo localizado, debido a una carga puntual de compresión actuando en la zona bulk:

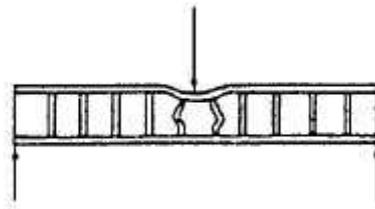


Figura 18. Aplastamiento del núcleo

Este tipo de fallo se produciría si se dan tensiones σ_z de compresión en el núcleo. La siguiente expresión permite determinar el factor de reserva para el fallo a compresión del núcleo.

$$RF_{compression} = \frac{F_{cc}}{|\sigma_z|}$$

donde:

F_{cc} : admisible de aplastamiento del core (MPa)

Puede ser también un fallo generalizado, debido por ejemplo a la flexión del panel. En un panel sándwich sometido a flexión el núcleo debe soportar la flexión de ambas caras del panel, por lo que se induce en el núcleo una fuerza de compresión.

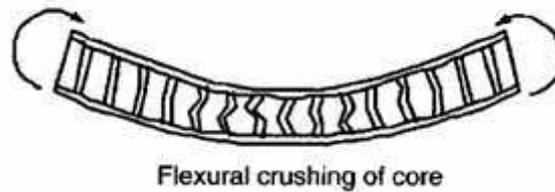


Figura 19. Rotura por flexión del núcleo.

Este fallo se comprueba donde se localizan los máximos momentos de flexión. La tensión de aplastamiento del núcleo, f_{crush} , se calcula usando la siguiente expresión:

$$f_{crush} = \frac{M_x^2}{dD_{zx}} + \frac{M_y^2}{dD_{zy}} + P$$

donde:

f_{crush} : tensión de aplastamiento en el núcleo (MPa)

M_x , M_y : momentos de flexión provenientes de cargas en el plano y cargas de presión (N·mm/mm)

P : presión normal o carga local aplicada (MPa)

D_{zx} , D_{zy} : rigideces a flexión (N/mm)

$$D_{zx} = \frac{d^2}{\left(\frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}}{E_x t}\right)_t + \left(\frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}}{E_x t}\right)_b}$$

$$D_{zy} = \frac{d^2}{\left(\frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}}{E_y t}\right)_t + \left(\frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}}{E_y t}\right)_b}$$

donde:

d : distancia entre los planos medios de las caras (mm)

E_y : módulo elástico paralelo a la dirección y de la cara correspondiente (MPa)

t : distancia entre las superficies de las caras externas (mm)

ν_{xy} , ν_{yx} : módulos de Poisson de las caras. El término ν_{xy} es definido como la relación absoluta de la deformación en dirección y , y la deformación en dirección x , cuando se aplica una carga uniaxial en dirección x . Para materiales ortótropos se cumple la siguiente relación:

$$E_x \nu_{yx} = E_y \nu_{xy}$$

Los subíndices t y b se refieren a la cara "tool" (útil) y a la cara "bag" (bolsa) respectivamente.

El margen de seguridad y el factor de reserva son calculados como sigue:

$$MS_{crush} = \frac{F_{cc}}{f_{crush}} - 1 \rightarrow RF_{crush} = \frac{F_{cc}}{f_{crush}}$$

donde:

f_{crush} : Tensión de aplastamiento en el núcleo (MPa)

F_{cc} : admisible de aplastamiento del core (MPa)

MS_{crush} : Margen de seguridad para el fallo de aplastamiento del núcleo

RF_{crush} : Margen de seguridad para el fallo de aplastamiento del núcleo

La rotura por aplastamiento por flexión no suele ser dimensionante para los núcleos habitualmente utilizados. En las zonas con mayor solicitud a flexión la rotura de las pieles es más crítica que el aplastamiento del núcleo, por lo que este criterio de fallo no suele ser empleado de manera generalizada.

3.2.6. TRACCIÓN PLANA DEL NÚCLEO

Un ensayo que se suele realizar en estructuras sándwich es el ensayo de tracción plana del núcleo, en el cual se obtiene el admisible del núcleo a tracción plana.

El factor de reserva asociado al fallo por tracción plana del núcleo se define como se indica a continuación:

$$RF_{traccion} = \frac{F_{CT}}{\sigma_z}$$

donde:

F_{CT} : admisible de tracción plana del core (MPa)

3.2.7. FALLO DEL NÚCLEO POR TENSIÓN O COMPRESIÓN EN ZONAS DE RAMPA (FLATWISE TENSION / COMPRESSION)

Aunque el fallo por tracción o compresión en el núcleo se puede producir en cualquier punto de su superficie si las cargas son lo suficientemente elevadas, los puntos donde este tipo de fallo es más crítico son las terminaciones del mismo. Esto es debido a que en estas zonas los revestimientos cambian de dirección, y por ello las cargas planas del revestimiento presentan una componente normal al núcleo.

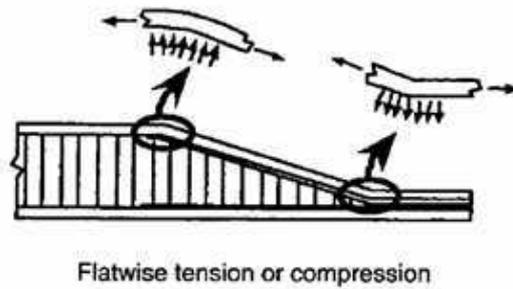


Figura 20. Tensión plana en las zonas de cambio de dirección de la cara bolsa.

A continuación se presenta el desarrollo para obtener la expresión para la tensión de tracción o compresión del núcleo en las zonas comienzo y final de rampa. Para un estado de cargas como el representado en la siguiente figura se calculan las fuerzas que se dan en la cara bolsa, en las zonas donde las telas cambian de dirección, es decir al principio y al final de la rampa.

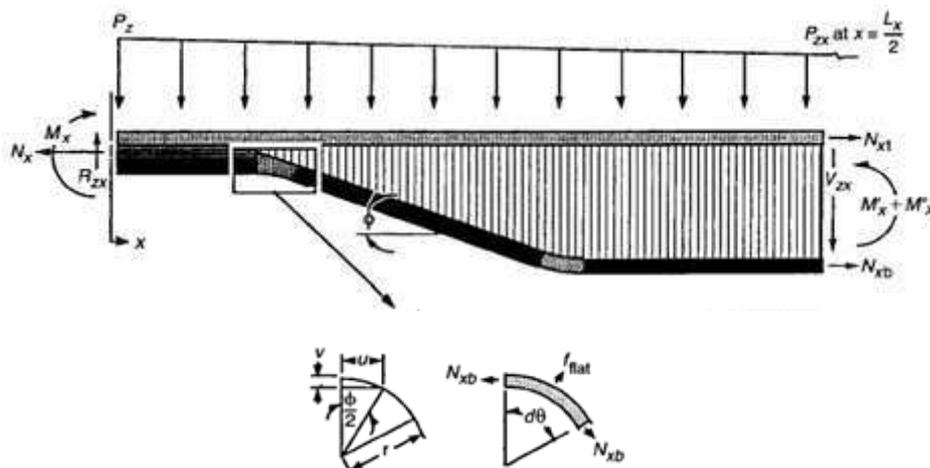


Figura 21. Detalle zonas transición de rampa.

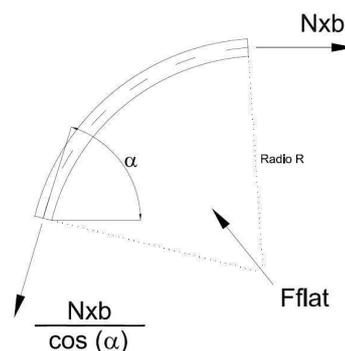


Figura 22. Radio de acuerdo zona transición rampa-bulk.

La tensión de “flatwise”, en función del radio de acuerdo que forman las telas de la cara bolsa al cambiar de dirección al comienzo y al final de la rampa, es la siguiente.

$$F_{flat} = \frac{N_{xb}}{\cos(\alpha) R}$$

donde:

F_{flat} : tensión de tracción o compresión en el radio de rampa (MPa)

N_{xb} : fuerza en la cara bolsa (N/mm)

R: radio de curvatura de las telas en la cara bolsa al comienzo y al final de rampa (mm)

La tensión de “flatwise” deberá ser menor al admisible de aplastamiento del núcleo, en el caso de que las cargas en la cara bolsa, en el comienzo y en el final de la rampa, sean tales que provoquen la compresión del núcleo. Y deberá ser menor que el admisible de tracción del adhesivo cuando se produzca tracción del núcleo en las zonas de transición de la pista a la rampa, y de la rampa al núcleo.

3.3. INESTABILIDADES LOCALES

Son aquellas en las que uno de los elementos, una o ambas caras, el núcleo o la unión, fallan por separado.

3.3.1. PANDEO DE LA PIEL EN EL VANO DE LA CELDA (DIMPLING)

Se trata de un pandeo local con una longitud de onda lo suficientemente corta como para quedar confinado en células individuales del núcleo. Como es lógico, este tipo de fallo sólo se da en núcleos celulares, cuando las caras son muy delgadas y el tamaño de las celdillas es grande. Este tipo de fallo puede no conducir a un fallo catastrófico a menos que la amplitud de las deformaciones crezca lo suficiente como para pasar de una célula a otra, convirtiéndose en “wrinkling” (descrito a continuación).

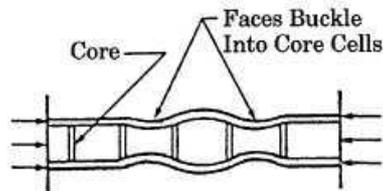


Figura 23. Pandeo de la piel en el vanos de la celda.

El dimpling de una sola celda puede no ser crítico en el funcionamiento de un panel, pero sí la acumulación de arrugas, que pueden incluso permanecer aún retirando la carga.

La inestabilidad por dimpling ocurre bajo cargas de compresión o cargas de cortadura en el plano, y la localización crítica suele ser el centro del panel, donde los flectores son máximos. A continuación se incluyen las tensiones críticas para los distintos casos:

- Bajo cargas de compresión:

La tensión crítica de pandeo entre celdillas es la misma para las direcciones x e y, y la expresión mediante la cuál se calcula dicha tensión crítica es:

$$F_{C \text{ dimple}} = \left(\frac{\pi^2}{12} \right) \cdot \left(\frac{E_x (1 + \nu_{yx}) + E_y (1 + \nu_{xy})}{1 - \nu_{xy} \nu_{yx}} + 4G_{xy} \right) \cdot \left(\frac{t_f}{s} \right)^2$$

$$MS_{C \text{ dimple}} = \frac{F_{C \text{ dimple}}}{f_{xf} + f_{yf}} - 1 \rightarrow RF_{C \text{ dimple}} = \frac{F_{C \text{ dimple}}}{f_{xf} + f_{yf}}$$

- Bajo cargas de cortadura en el plano:

A continuación se presenta una expresión empírica para la tensión crítica de pandeo entre celdillas bajo cargas de cortadura.

$$F_{S \text{ dim ple}} = (0,60) E_{xf} \left(\frac{t_f}{s} \right)^{1,5}$$

$$F_{S \text{ dim ple}} = (0,60) E_{yf} \left(\frac{t_f}{s} \right)^{1,5}$$

$$MS_{S \text{ dim ple}} = \frac{F_{S \text{ dim ple}}}{f_{xyf}} - 1 \rightarrow RF_{S \text{ dim ple}} = \frac{F_{S \text{ dim ple}}}{f_{xyf}}$$

- Bajo combinación de cargas de compresión y de cortadura en el plano:

Para caras con cargas combinadas de compresión y cortadura se debe emplear la siguiente ecuación:

$$R_c = \frac{(f_{xf} + f_{yf})}{F_{C \text{ dim ple}}}$$

$$R_s = \frac{(f_{xyf})}{F_{S \text{ dim ple}}}$$

$$MS_{\text{dim ple}} = \frac{2}{R_c + (R_c^2 + 4R_s^2)^{1/2}} - 1 \rightarrow RF_{\text{dim ple}} = \frac{2}{R_c + (R_c^2 + 4R_s^2)^{1/2}}$$

donde:

E_{xf} , E_{yf} : módulo elástico paralelo a la dirección x e y, respectivamente, de la cara correspondiente (MPa)

G_{xy} : Módulo de cortadura de la cara en el plano xy (MPa)

ν_{xy} , ν_{yx} : módulos de Poisson de las caras. El término ν_{xy} es definido como la relación absoluta de la deformación en dirección y, y la deformación en dirección x, cuando se aplica una carga uniaxial en dirección x. Para materiales ortótropos se cumple la siguiente relación:

$$E_x \nu_{yx} = E_y \nu_{xy}$$

t: distancia entre las superficies de las caras externas (mm)

t_f : espesor de la cara que está siendo comprobada (mm)

s: tamaño de la celda del núcleo honeycomb (mm)

f_{xf} , f_{yf} , f_{xyf} : tensiones en el plano para la cara que está siendo comprobada (MPa)

$F_{C \text{ dimple}}$: tensión crítica de pandeo por compresión intracelular (MPa)

$MS_{C \text{ dimple}}$: margen de seguridad para el fallo de pandeo por compresión intercelular (dimpling)

$RF_{C \text{ dimple}}$: factor de reserva para el fallo de pandeo por compresión intercelular (dimpling)

$F_{S \text{ dimple}}$: tensión crítica de pandeo por cortadura intracelular (MPa)

$MS_{Sdimple}$: margen de seguridad para el fallo de pandeo por cortadura intercelular (dimpling)

$RF_{Sdimple}$: factor de reserva para el fallo de pandeo por cortadura intercelular (dimpling)

3.3.2. PANDEO DE LA PIEL Y APLASTAMIENTO O DESPEGUE DEL NÚCLEO (WRINKLING)

Se trata de un pandeo local, de una cara o de ambas, con una longitud de onda muy corta, pero no lo suficientemente corta como para quedar confinado en células individuales del núcleo. El pandeo puede producirse hacia dentro o hacia fuera dependiendo de las resistencias relativas del core a compresión y del adhesivo a tracción. Dependiendo de hacia dónde se produzca el pandeo irá acompañado de un aplastamiento del núcleo, un desgarramiento del núcleo, o una separación de las caras y el núcleo causada por un fallo de la unión.

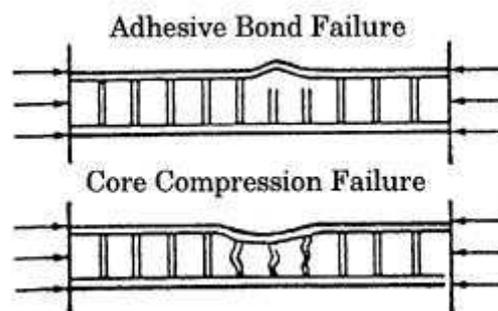


Figura 24. Fallo por pandeo de la piel.

La tensión crítica de “wrinkling” depende de la resistencia y de la rigidez del núcleo, de las propiedades del material de unión, y de la excentricidad inicial, u ondulaciones, de las caras.

Este tipo de fallo implica deformaciones fuera del plano en el núcleo. Debido a la pequeña longitud de onda de este tipo de fallo, la carga de compresión a la que se produce no depende de las condiciones de contorno ni de la curvatura, salvo en algunos casos particulares.

En el caso de que el espesor del núcleo no sea infinitamente mayor que el de los revestimientos (caso típico en aeronáutica), las deformaciones transversales de un revestimiento afectarán al otro, ya que el núcleo no es capaz de soportar adecuadamente las cargas.

Es importante aclarar que la mayoría de las estructuras sándwich no presentan una capacidad de post-pandeo, a diferencia de muchas estructuras metálicas, por lo que el “wrinkling” es típicamente un modo de fallo catastrófico.

La inestabilidad por wrinkling ocurre bajo cargas de compresión o de cargas de cortadura en el plano, y la localización crítica suele ser el centro del panel, donde los fletores son máximos.

Las siguientes ecuaciones han sido contrastadas con valores de ensayos para núcleos flexibles, como el Nomex, para núcleos metálicos muy rígidos estas ecuaciones pueden proporcionar resultados no conservativos.

- Bajo cargas de compresión:

En dirección x usa el menor admisible de los dos que se detallan a continuación:

$$F_{xfwinkle} = -0,44 \left(E_{xf} E_{cc} G_{xz} \right)^{1/3}$$

$$F_{xfwinkle} = -0,247 \left(E_{xf} E_{cc} G_{xz} \right)^{1/3} - 0,078 \frac{G_{xz}^2 t_c}{G_L t_f}$$

En dirección y usa el menor admisible de los dos que se detallan a continuación:

$$F_{yfwinkle} = -0,44 \left(E_{yf} E_{cc} G_{yz} \right)^{1/3}$$

$$F_{yfwinkle} = -0,247 \left(E_{yf} E_{cc} G_{yz} \right)^{1/3} - 0,078 \frac{G_{yz}^2 t_c}{G_L t_f}$$

El margen de seguridad y, por tanto, el factor de reserva, se calcula como sigue cuando f_{yf} es la tensión de compresión máxima. Cuando la tensión de compresión máxima es f_{xf} el exponente al cubo debería aparecer en el término de y.

$$MS_{Cwrinkle} = \frac{1}{\left(\frac{f_{xf}}{F_{xfwinkle}} \right)^3 + \left(\frac{f_{yf}}{F_{yfwinkle}} \right)} - 1 \rightarrow RF_{Cwrinkle} = \frac{1}{\left(\frac{f_{xf}}{F_{xfwinkle}} \right)^3 + \left(\frac{f_{yf}}{F_{yfwinkle}} \right)}$$

- Bajo cargas de cortadura en el plano:

El admisible a wrinkling bajo cargas de cortadura se puede expresar en términos de las direcciones x o y, eligiéndose como el menor entre las cuatro expresiones siguientes:

$$F_{Sfwinkle} = \frac{0,44 \left(E_{45f} E_{cc} G_{xz} \right)^{1/3}}{\sqrt{3}}$$

$$F_{Sfwinkle} = \frac{0,44 \left(E_{45f} E_{cc} G_{yz} \right)^{1/3}}{\sqrt{3}}$$

$$F_{Sfwrinkle} = \frac{0,247(E_{45f}E_{cc}G_{xz})^{1/3} + 0,078\frac{G_{xz}^2 t_c}{G_L t_f}}{\sqrt{3}}$$

$$F_{Sfwrinkle} = \frac{0,247(E_{45f}E_{cc}G_{yz})^{1/3} + 0,078\frac{G_{yz}^2 t_c}{G_L t_f}}{\sqrt{3}}$$

El margen de seguridad, y el factor de seguridad, para el wrinkling bajo cargas de cortadura se calculan:

$$MS_{Sfwrinkle} = \frac{F_{Sfwrinkle}}{f_{xyf}} - 1 \rightarrow RF_{Sfwrinkle} = \frac{F_{Sfwrinkle}}{f_{xyf}}$$

donde:

E_{xf} , E_{yf} : Módulos elásticos a flexión en direcciones x e y (MPa)

$$E_{if} = \frac{12D_{ii}}{t^3}$$

E_{cc} : Módulo de compresión del núcleo en dirección z (MPa)

G_{xz} , G_{yz} : Módulos de cortadura del núcleo en los planos xz e yz, respectivamente (MPa)

G_L : Módulo a cortadura del núcleo en dirección L ("ribbon") (MPa)

G_{xy} : Módulo de cortadura de la cara en el plano xy (MPa)

E_{45f} : Módulo elástico a flexión en una dirección que forma 45° con respecto a la dirección x (MPa)

$$\frac{1}{E_{45f}} = \frac{1}{4E_{xf}} + \left(\frac{1}{4G_{xy}} - \frac{\nu_{xy}}{2E_{xf}} \right) + \frac{1}{4E_{yf}}$$

t_c : altura del núcleo fuera de la región de rampa, donde las caras son paralelas entre sí (mm)

t_f : espesor de la cara que está siendo comprobada (mm)

f_{xf} , f_{yf} , f_{xyf} : tensiones en el plano para la cara que está siendo comprobada (MPa)

$F_{xfwrinkle}$, $F_{yfwrinkle}$: Admisibles de wrinkling para las caras (MPa)

$MS_{wrinkle}$: margen de seguridad para el fallo de wrinkling debido a compresión

$RF_{wrinkle}$: factor de reserva para el fallo de wrinkling debido a compresión

$F_{Sfwrinkle}$: Admisibles de wrinkling a cortadura para las caras (MPa)

$MS_{Sfwrinkle}$: margen de seguridad para el fallo de wrinkling debido a cortadura

$RF_{Sfwrinkle}$: factor de reserva para el fallo de wrinkling debido a cortadura

3.4. INESTABILIDADES GLOBALES

Son aquellas que suponen un fallo generalizado del panel.

3.4.1. PANDEO GLOBAL

El pandeo global de una estructura sándwich se parece al pandeo de placas. Puede estar causado por un espesor del panel insuficiente o por una rigidez del núcleo a cortadura demasiado baja. Las pieles y el núcleo permanecen íntegros en este tipo de fallo.

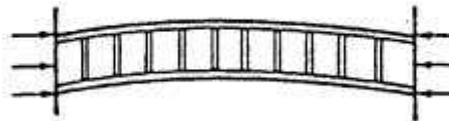


Figura 25. Pandeo global de una estructura sándwich.

Si bien existe formulación analítica para la obtención de la carga crítica de pandeo para paneles de geometría y combinaciones de carga sencillas, el procedimiento habitual para el análisis es a través de métodos numéricos (FEM).

3.4.2. PANDEO POR CORTADURA DEL NÚCLEO (SHEAR CRIMPING)

A veces se clasifica a este modo de fallo como local, aunque en realidad es una forma de inestabilidad general en la que la longitud de onda de pandeo es muy corta debido a un módulo de cortadura transversal del núcleo muy bajo, que se suele presentar en núcleos de baja densidad. También puede producir un fallo por cortadura en la unión del núcleo y los revestimientos, por una resistencia a cortadura del adhesivo baja. Se suelen distinguir dos tipos de crimping según las cargas predominantes sean de compresión o de cortadura (en el plano).

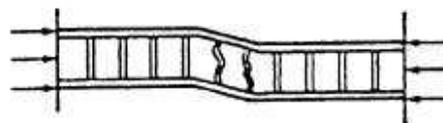


Figura 26. Pandeo a cortadura del núcleo.

Los admisibles para las direcciones x, y y xy se muestran a continuación:

$$F_{xcrimp} = -\left(0,75\right)\left(\frac{d^2}{t_f t_c}\right)G_{xz}$$

$$F_{ycrimp} = -(0,75) \left(\frac{d^2}{t_f t_c} \right) G_{yz}$$

$$F_{xycrimp} = -(0,75) \left(\frac{d^2}{t_f t_c} \right) \sqrt{G_{xy} G_{yz}}$$

Los márgenes de seguridad, y factores de reserva, se calculan para cada dirección individual, ya que no se conoce una ecuación que interaccione adecuadamente las cargas biaxial y de cortadura. Sólo las cargas de compresión producen pandeo, por lo que todas las cargas de tracción deberían ser ignoradas.

$$MS_{xcrimp} = \frac{F_{xcrimp}}{f_{xf}} - 1 \rightarrow RF_{xcrimp} = \frac{F_{xcrimp}}{f_{xf}}$$

$$MS_{ycrimp} = \frac{F_{ycrimp}}{f_{yf}} - 1 \rightarrow RF_{ycrimp} = \frac{F_{ycrimp}}{f_{yf}}$$

$$MS_{xycrimp} = \frac{F_{xycrimp}}{f_{xyf}} - 1 \rightarrow RF_{xycrimp} = \frac{F_{xycrimp}}{f_{xyf}}$$

donde:

G_{xz} , G_{yz} : Módulos de cortadura del núcleo en los planos xz e yz, respectivamente (MPa)

G_{xy} : Módulo de cortadura de la cara en el plano xy (MPa)

d: distancia entre los planos medios de las caras (mm)

t_c : altura del núcleo fuera de la región de rampa, donde las caras son paralelas entre sí (mm)

t_f : espesor de la cara que está siendo comprobada (mm)

f_{xf} , f_{yf} , f_{xyf} : tensiones en el plano para la cara que está siendo comprobada (MPa)

F_{xcrimp} , F_{ycrimp} , $F_{xycrimp}$: admisibles de cortadura del núcleo para cada una de las direcciones (MPa)

MS_{xcrimp} , MS_{ycrimp} , $MS_{xycrimp}$: margen de seguridad para el fallo de cortadura del núcleo para cada una de las direcciones

RF_{xcrimp} , RF_{ycrimp} , $RF_{xycrimp}$: factor de reserva para el fallo de cortadura del núcleo para cada una de las direcciones

En la zona bulk se pueden dar todos los modos de fallo descritos anteriormente, excepto el fallo producido por tracción o compresión en el núcleo en la zona de cambio de dirección de las telas en la cara bolsa.

Los modos de fallo más típicos en zona rampa, para las configuraciones habituales de paneles sándwich, son:

- Rotura de las telas (MAX STRAIN/TELEGRAPHING).
- Rotura por tracción o compresión del núcleo en las zonas de cambio de

dirección de las telas en la carga bolsa (FLATWISE tension/compression).

- Rotura por cortadura en el núcleo (CORE SHEAR).

Son en general de aplicación todos los modos de fallo estudiados, pero habitualmente los modos dimensionantes se encuentran entre los anteriores.

Los modos de fallo críticos en zona pista, para las configuraciones habituales de paneles sándwich son:

- Rotura de las telas por cargas en su plano (MAX STRAIN).
- Rotura de las telas por cortadura interlaminar (ILSS).

Además, en las zonas de pista atornilladas, deben comprobarse los modos de fallo propios de la unión:

- Carga en el plano: BEARING, THROUGH THE HOLE, BY PASS.
- Carga fuera del plano: PULL OUT.

En este estudio no se tienen en cuenta los posibles remaches en la zona pista, por lo que en la pista se analizarán en los modos de fallo producidos por rotura de telas en su propio plano y rotura del laminado por cortadura interlaminar.

En el presente proyecto el estudio se centra en la zona de rampa por lo que no se analizarán los modos de fallo asociados a inestabilidades globales, ya que éstas tienen sentido analizarlas cuando se quiere ver el fallo de un panel completo. Las inestabilidades locales tampoco se analizan porque suelen producirse en el centro del panel, y se va a analizar una zona concreta del mismo, que además se corresponde con el extremo de un panel, zona rampa. De los modos de fallo debidos a valores de resistencia insuficiente los dimensionantes en la zona bulk, para los materiales y las configuraciones habitualmente empleadas en el diseño, son:

- TELEGRAPHING (rotura de las pieles por cargas en el plano)
- CORE SHEAR (rotura del núcleo por cargas de cortadura fuera del plano)

No obstante, se van a analizar también los siguientes:

- Para las telas:
 - Máxima tensión/deformación (MAX STRESS/STRAIN)
 - Telegraphing (sólo en zona rampa y bulk)
 - Cortadura interlaminar (INTERLAMINAR SHEAR)
- Para el core:
 - Cortadura (CORE SHEAR)
 - Tracción o compresión del núcleo en las zonas de cambio de

dirección de las telas en la cara bolsa (FLATWISE
tension/compression)

- Compresión
- Tracción plana