

## CAPÍTULO IX. ESTADOS LÍMITE ÚLTIMOS

### Artículo 33.º Estado límite de equilibrio

Deberá comprobarse que, bajo la hipótesis de carga más desfavorable, no se sobrepasan los límites de equilibrio de la estructura (vuelco, deslizamiento, etc.), aplicando los métodos de la Mecánica Racional y teniendo en cuenta las condiciones reales de las sustentaciones.

$$E_{d,estab.} \geq E_{d,desestab}$$

donde

$E_{d,estab}$  es el valor de cálculo de los efectos de las acciones estabilizadoras

$E_{d,desestab}$  es el valor de cálculo de los efectos de las acciones desestabilizadoras

### Artículo 34.º Estado límite de resistencia de las secciones

#### 34.1. Principios generales del cálculo

##### 34.1.1. Generalidades

Este artículo contempla la resistencia de las secciones transversales de los elementos.

La consideración de los efectos de la abolladura local y del arrastre por cortante, cuando sea preciso, se hará mediante la determinación de la sección transversal reducida y eficaz, de acuerdo con los Artículos 20º y 21º, respectivamente. En el caso concreto del esfuerzo cortante, los efectos de la abolladura generados por dicho esfuerzo deberán ser considerados de acuerdo con el apartado 35.5.

La resistencia seccional depende de la clasificación de la sección transversal. La comprobación de acuerdo con criterios elásticos podrá realizarse para todo tipo de sección, inclusive para secciones de clase 4, siempre y cuando, para éstas, se consideren las propiedades de la sección transversal reducida.

Para el dimensionamiento y comprobación frente al agotamiento de la resistencia de las secciones de acuerdo con criterios elásticos, puede emplearse el siguiente criterio para el punto crítico de la sección transversal, a menos que se apliquen otras fórmulas de interacción (ver 34.7):

$$\left(\frac{\sigma_{x,Ed}}{f_y / \gamma_{M0}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{z,Ed}}{f_y / \gamma_{M0}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_{x,Ed}}{f_y / \gamma_{M0}}\right) \cdot \left(\frac{\sigma_{z,Ed}}{f_y / \gamma_{M0}}\right) + 3 \cdot \left(\frac{\tau_{Ed}}{f_y / \gamma_{M0}}\right)^2 \leq 1$$

donde

$\sigma_{x,Ed}$  es el valor de cálculo de la tensión normal en la dirección longitudinal en el punto considerado

$\sigma_{z,Ed}$  es el valor de cálculo de la tensión normal en la dirección transversal en el punto considerado

$\tau_{Ed}$  es el valor de cálculo de la tensión tangencial en el punto considerado

### Comentarios

El criterio expresado anteriormente es un criterio de agotamiento para un estado de tensión plana. Dicho criterio es conservador ya que no se considera la plastificación parcial en la distribución de tensiones en la sección transversal

La resistencia de las secciones transversales de acuerdo con criterios plásticos debería verificarse a través de la obtención de una distribución de tensiones que equilibre los esfuerzos de sollicitación sin que se supere el límite elástico del material. Dicha distribución deberá ser compatible con la clasificación de la sección transversal que se analiza.

Como método aproximado y conservador, podrá aplicarse para todas las clases de sección una suma lineal de la contribución de los esfuerzos resultantes. Para secciones de clase 1, clase 2 o clase 3 sometidas a la acción combinada de  $N_{Ed}$ ,  $M_{y,Ed}$ ,  $M_{z,Ed}$  se aplicará la siguiente expresión:

$$\frac{N_{Ed}}{N_{Rd}} + \frac{M_{y,Ed}}{M_{y,Rd}} + \frac{M_{z,Ed}}{M_{z,Rd}} \leq 1$$

en donde  $N_{Rd}$ ,  $M_{y,Rd}$ ,  $M_{z,Rd}$  son los valores de cálculo de la resistencia de la sección frente a los esfuerzos axil y flector, y que dependen de la clasificación de la sección transversal. En estos valores se considera la sección eficaz resultante de los efectos del arrastre por cortante (Artículo 21°).

Para secciones de clase 4 deberá considerarse unos momentos fletores adicionales como resultado de la variación de la posición de la fibra neutra (ver 34.7.2.3).

#### 34.1.2. Características de las secciones transversales

##### 34.1.2.1. Características de la sección transversal bruta

Para determinar las características de la sección bruta se utilizarán las dimensiones nominales de ésta. En el cálculo de dichas características no será necesario deducir los agujeros para tornillos, pero sí se deducirán los agujeros y oberturas importantes. No se incluirán en el cálculo de las características de la sección bruta los elementos de empalme de piezas.

34.1.2.2. Área neta

El área neta de una sección transversal se obtendrá a partir del área bruta descontando las áreas correspondientes a todos los agujeros y otras oberturas. La deducción por un agujero será el área bruta de éste en el plano de su eje (la correspondiente al producto del diámetro del agujero por el espesor del elemento). En el caso de agujeros avellanados, deberá tenerse en cuenta adecuadamente la porción avellanada del agujero.

Siempre que los agujeros de los tornillos no estén dispuestos al trespaso, el área total a deducir será la suma máxima de áreas de los agujeros incluidos en cualquier sección transversal, perpendicular al eje de la pieza.

En el caso de que los agujeros de los tornillos estén dispuestos al trespaso, el área total a deducir será la mayor de:

- la deducción hecha para aquellos agujeros no dispuestos al trespaso como se indica en el párrafo anterior.
- La suma de las áreas de todos los agujeros situados en una diagonal o en una línea zig-zag a lo largo del elemento o de una parte del mismo, menos el producto de  $s^2/4p$  para cada espacio entre agujeros (ver figura 34.1.2.2.a):

$$t \cdot \left( n \cdot d - \sum \frac{s^2}{4 \cdot p} \right)$$

En esta expresión  $s$  es la distancia entre centros de dos agujeros consecutivos medida paralelamente al eje de la pieza,  $p$  es la distancia entre centros de los mismos agujeros medida perpendicularmente al eje de la pieza,  $t$  es el espesor de la pieza,  $d$  es el diámetro y  $n$  es el número de agujeros extendidos en cualquier diagonal o línea de zig-zag a través de la pieza o parte de ella (ver figura 34.1.2.2.a)

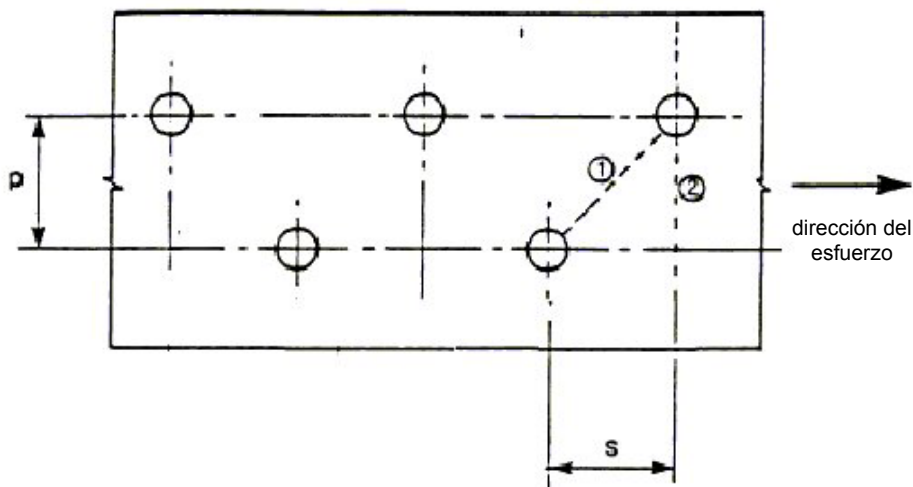


Figura 34.1.2.2.a. Agujeros dispuestos al trespaso

En angulares u otras piezas con agujeros en más de un plano, la distancia  $p$  deberá medirse a lo largo de la línea media de la pieza (ver figura 34.1.2.2.b)

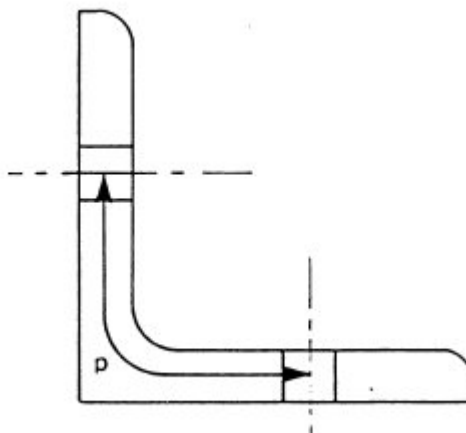


Figura 34.1.2.2.b. Perfiles angulares con agujeros en ambos planos

#### 34.1.2.3. Características de la sección reducida en secciones de clase 4

El cálculo de la sección reducida en secciones de clase 4 se basa en los anchos reducidos de los elementos comprimidos. Los anchos reducidos de elementos planos comprimidos se obtendrán de acuerdo con el Artículo 20°.

Para secciones transversales de clase 4 sometidas a esfuerzo axial de compresión deberá considerarse el desplazamiento del eje baricéntrico del área reducida con respecto al eje baricéntrico de la sección transversal bruta (ver 34.7.2.3), resultando así un momento flector adicional:

$$\Delta M_{Ed} = N_{Ed} e_N$$

#### 34.1.2.4. Efectos del arrastre por cortante

Se podrá despreciar la influencia del arrastre por cortante en las alas cuando se cumpla la siguiente condición:

- a) para alas en voladizo:  $b_0 \leq L / 20$
- b) para alas interiores:  $b_0 \leq L / 10$

donde

$L$  es la luz de elementos isostáticos o la distancia entre puntos adyacentes de momento flector nulo de elementos continuos

$b_0$  es el ancho real de ala

En caso de superarse estos límites, deberán considerarse los efectos del arrastre por cortante.

Para el dimensionamiento y comprobación frente a estados límite últimos podrán considerarse los efectos combinados de arrastre por cortante y de abolladura local del ala mediante la obtención de un área eficaz reducida dada por:

$$A_{ef} = A_{c,ef} \psi_{ult}$$

donde

$A_{c,ef}$  es el área reducida del ala comprimida frente a abolladura (ver Artículo 20°)

$\psi_{ult}$  es el coeficiente reductor de anchura eficaz del ala comprimida para considerar el arrastre por cortante en estado límite último, estimado en el rango elástico a partir de las expresiones de  $\psi_{el}$  (ver 21.3 y 21.4), pero sustituyendo el parámetro  $\beta$  por  $\beta'$ .

$$\beta' = \alpha\beta = \alpha b_0 / L$$

siendo  $\alpha = \sqrt{\frac{A_{c,ef}}{b_0 t}}$  donde t es el espesor del ala.

### 34.2. Esfuerzo axil de tracción

El valor de cálculo del esfuerzo axil de tracción  $N_{Ed}$  deberá cumplir para cualquier sección transversal:

$$N_{Ed} \leq N_{t,Rd}$$

donde

$N_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo axil

$N_{t,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a tracción

En el caso de secciones con agujeros, deberá tomarse como valor de la resistencia a tracción  $N_{t,Rd}$  el menor de los siguientes valores:

- la resistencia plástica de cálculo de la sección bruta  $N_{pl,Rd}$

$$N_{pl,Rd} = \frac{A f_y}{\gamma_{M0}}$$

- la resistencia última de cálculo de la sección transversal neta

$$N_{u,Rd} = \frac{0,9 A_{net} f_u}{\gamma_{M2}}$$

Cuando se requiera un comportamiento dúctil, la resistencia plástica de cálculo  $N_{pl,Rd}$  deberá ser menor que la resistencia última de cálculo de la sección neta  $N_{u,Rd}$ .

Para el dimensionamiento y comprobación de uniones de categoría C, dimensionadas para resistir a deslizamiento en estado límite último, la resistencia de cálculo a tracción  $N_{t,Rd}$  deberá ser menor que la resistencia de cálculo a tracción del área neta  $N_{net,Rd}$ :

$$N_{net,Rd} = \frac{A_{net} f_y}{\gamma_{M0}}$$

En el caso de angulares y otras secciones, como las secciones en T y en U, unidos por un solo lado, deberán aplicarse los criterios especificados en 58.4.

### 34.3. Esfuerzo axial de compresión

El valor de cálculo del esfuerzo axial de compresión  $N_{Ed}$  deberá cumplir para cualquier sección transversal:

$$N_{Ed} \leq N_{c,Rd}$$

donde

$N_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo axial

$N_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a compresión

La resistencia de cálculo de la sección para un esfuerzo axial de compresión  $N_{c,Rd}$  se obtendrá mediante las siguientes expresiones:

$$N_{c,Rd} = \frac{A \cdot f_y}{\gamma_{M0}} \quad \text{para secciones de clase 1, 2 ó 3}$$

$$N_{c,Rd} = \frac{A_{ef} \cdot f_y}{\gamma_{M0}} \quad \text{para secciones de clase 4}$$

No se descontarán los agujeros de los tornillos en el dimensionamiento y comprobación de la resistencia seccional de elementos comprimidos, siempre que éstos estén ocupados por tornillos, exceptuando los casos de agujeros sobredimensionados o alargados.

En el caso de secciones de clase 4 no simétricas deberá considerarse lo expuesto en 34.1.2.3 para determinar el momento adicional  $\Delta M$  debido a la variación de posición de la fibra neutra de la sección transversal reducida respecto de su posición en la sección transversal bruta.

### 34.4. Momento flector

El valor de cálculo del momento flector  $M_{Ed}$  deberá cumplir para cualquier sección transversal:

$$M_{Ed} \leq M_{c,Rd}$$

donde

$M_{Ed}$  es el valor de cálculo del momento flector

$M_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a flexión

La resistencia de cálculo a flexión  $M_{c,Rd}$  de la sección transversal alrededor de un eje principal se obtendrá mediante las siguientes expresiones:

$$M_{c,Rd} = \frac{W_{pl} \cdot f_y}{\gamma_{M0}} \quad \text{para secciones de clase 1 ó 2}$$

$$M_{c,Rd} = \frac{W_{el,min} \cdot f_y}{\gamma_{M0}} \quad \text{para secciones de clase 3}$$

$$M_{c,Rd} = \frac{W_{ef,min} \cdot f_y}{\gamma_{M0}} \quad \text{para secciones de clase 4}$$

donde  $W_{el,min}$  y  $W_{ef,min}$  son los módulos resistentes correspondientes a la fibra más solicitada, adoptando una distribución elástica de tensiones, considerando la sección bruta y la sección eficaz respectivamente.

En secciones transversales de clase 3 o clase 4 no simétricas respecto del eje neutro de flexión, en las que la plastificación se produce primero en la zona traccionada de la sección, puede permitirse, tanto a efectos de la asignación de clase del alma (ver 20.3) como para la determinación de la resistencia de cálculo a flexión, la entrada en zona plástica de las fibras traccionadas de la sección transversal. La deformación máxima de tracción se limita a  $4\varepsilon_y$ , siendo  $\varepsilon_y$  la deformación correspondiente al límite elástico del acero.

No es necesaria la consideración de los agujeros de los tornillos en el ala traccionada cuando se cumpla la siguiente condición en dicha ala:

$$\frac{A_{f,net} \cdot 0,9 \cdot f_u}{\gamma_{M2}} \geq \frac{A_f \cdot f_y}{\gamma_{M0}}$$

donde  $A_f$  y  $A_{f,net}$  son respectivamente el área bruta y neta del ala traccionada.

Los agujeros en la zona de tracción del alma no necesitan ser considerados siempre que se cumpla la limitación anterior en toda la zona traccionada de la sección transversal, incluyendo el ala traccionada y la zona traccionada del alma.

No se descontarán los agujeros de los tornillos en el dimensionamiento y comprobación de la resistencia seccional de elementos sometidos a momento flector, siempre que los agujeros estén ocupados por tornillos, exceptuando los casos de agujeros sobredimensionados o alargados.

En el caso de flexión esviada, se emplearán los métodos presentados en 34.7.2.

### 34.5. Esfuerzo cortante

El valor de cálculo del esfuerzo cortante  $V_{Ed}$  deberá cumplir para cualquier sección transversal:

$$V_{Ed} \leq V_{c,Rd}$$

donde

$V_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo cortante

$V_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a cortante

En dimensionamiento plástico  $V_{c,Rd}$  es la resistencia plástica de cálculo a cortante  $V_{pl,Rd}$ , que viene dada por la siguiente expresión:

## Instrucción EAE. Capítulo IX

$$V_{pl,Rd} = \frac{A_v (f_y / \sqrt{3})}{\gamma_{M0}}$$

donde  $A_v$  es el área a cortante, que se obtendrá a partir de las siguientes expresiones en función del tipo de sección transversal:

- secciones de perfiles laminados en I o en H con carga paralela al alma

$$A - 2bt_f + (t_w + 2r) t_f \text{ pero no menor que } (\eta h_w t_w)$$

- secciones de perfiles laminados en U con carga paralela al alma

$$A - 2bt_f + (t_w + r) t_f$$

- secciones de perfiles laminados en T con carga paralela al alma

$$0,9 (A - bt_f)$$

- secciones de vigas armadas soldadas en I, en H y en cajón con carga paralela al alma

$$\eta \sum (h_w t_w)$$

- secciones de vigas armadas soldadas en I, H, U y en cajón con carga paralela a las alas

$$A - \sum (h_w t_w)$$

- secciones de perfiles huecos rectangulares de espesor constante

$$\text{carga paralela al canto } h \quad Ah/(b + h)$$

$$\text{carga paralela al ancho } b \quad Ab/(b + h)$$

- secciones de perfiles huecos circulares y tubos de espesor constante

$$2A/\pi$$

donde

A es el área de la sección transversal

b es el ancho total de la sección

h es el canto total de la sección

$h_w$  es la altura del alma

r es el radio de acuerdo

$t_f$  es el espesor del alma

$t_w$  es el espesor del alma

$\eta$  es un coeficiente que permite considerar la resistencia adicional que ofrece en régimen plástico el endurecimiento por deformación del material. Se recomienda adoptar el valor de  $\eta=1,2$

Para el dimensionamiento y comprobación de una sección transversal frente a esfuerzo cortante puede aplicarse el siguiente criterio elástico para cualquier punto crítico de la sección, a menos que apliquen los criterios de dimensionamiento y comprobación establecidos en 35.5.

$$\frac{\tau_{Ed}}{f_y / (\sqrt{3} \cdot \gamma_{M0})} \leq 1 \quad \text{con} \quad \tau_{Ed} = \frac{V_{Ed} S}{I \cdot t}$$

donde

$V_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo cortante

$S$  es el momento estático del área de la sección transversal por encima del punto considerado

$I$  es el momento de inercia de la sección transversal

$t$  es el espesor en el punto considerado

Para perfiles en I o en H en donde la línea de aplicación del esfuerzo cortante coincide con el eje de simetría del alma, la tensión tangencial en el alma puede obtenerse mediante la siguiente expresión:

$$\tau_{Ed} = \frac{V_{Ed}}{A_w} \quad \text{si} \quad A_f / A_w \geq 0,6$$

donde

$A_f$  es el área de un ala

$A_w$  es el área del alma:  $A_w = h_w t_w$

Además, deberá ser verificada la resistencia a abolladura por cortante de las almas sin rigidizadores intermedios de acuerdo con 35.5.

Los agujeros para tornillos no serán considerados en el dimensionamiento y comprobación frente a cortante.

### 34.6. Torsión

Para elementos sometidos a torsión para los cuales las deformaciones de distorsión puedan ser despreciadas, el valor de cálculo del momento torsor  $T_{Ed}$  deberá cumplir para cualquier sección transversal:

$$T_{Ed} \leq T_{c,Rd}$$

donde

$T_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo momento torsor

$T_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a torsión

El esfuerzo torsor  $T_{Ed}$  en cualquier sección transversal podrá dividirse en dos componentes tales que

$$T_{Ed} = T_{t,Ed} + T_{w,Ed}$$

donde

$T_{t,Ed}$  es la componente de esfuerzo torsor correspondiente a la torsión uniforme de Saint-Venant

$T_{w,Ed}$  es la componente de esfuerzo torsor correspondiente a la torsión de alabeo

Los valores de  $T_{t,Ed}$  y  $T_{w,Ed}$  pueden ser determinados a partir de  $T_{Ed}$  mediante un análisis elástico, teniendo en cuenta las características de la sección transversal, las condiciones de vinculación en los apoyos y la distribución de las acciones a lo largo del elemento.

Deberán considerarse los siguientes estados tensionales inducidos por la torsión:

- las tensiones tangenciales  $\tau_{t,Ed}$  debidas al esfuerzo torsor  $T_{t,Ed}$  de torsión uniforme.
- las tensiones normales longitudinales  $\sigma_{w,Ed}$  debidas al bimomento  $B_{Ed}$  de torsión de alabeo y las tensiones tangenciales  $\tau_{w,Ed}$  debidas al esfuerzo torsor  $T_{w,Ed}$  de torsión de alabeo.

Para el dimensionamiento y comprobación frente al agotamiento de la resistencia de la sección, de acuerdo con criterios elásticos, puede aplicarse el criterio presentado en 34.1.1.

Para determinar la resistencia de cálculo de una sección transversal sometida a flexión y torsión, sólo se tendrán en cuenta los efectos de la torsión producidos por el bimomento  $B_{Ed}$  que resultan de un análisis elástico. Ello se traduce en el siguiente criterio de comprobación:

$$M_{c,T,Rd} = \left[ 1 - \frac{\sigma_{w,Ed}}{f_y / \gamma_{M0}} \right] \cdot M_{c,Rd}$$

donde  $M_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a flexión (ver 34.4).

El cálculo de la tensión normal máxima  $\sigma_{w,Ed}$  se lleva a cabo haciendo uso de la siguiente ecuación, proveniente de la teoría de la torsión de alabeo

$$\sigma_{w,Ed} = \frac{B_{Ed}(\omega)}{I_A}$$

donde  $\omega$  es la coordenada sectorial normalizada e  $I_A$  es el módulo de alabeo de la sección transversal.

Los efectos de la torsión de alabeo podrán ser despreciados para el caso de elementos con sección transversal hueca cerrada. En el caso de elementos con sección transversal abierta, tales como secciones en I y en H, podrán despreciarse los efectos de la torsión uniforme.

Para determinar la resistencia de cálculo a torsión  $T_{c,Rd}$  de secciones huecas deberá tenerse en cuenta la resistencia a cortante de cada una de las partes individuales de la sección transversal, de acuerdo con los criterios de dimensionamiento y comprobación establecidos en 35.5.

Bajo la acción combinada de esfuerzo cortante y esfuerzo torsor, en dimensionamiento plástico, deberá aplicarse el siguiente criterio:

$$V_{Ed} \leq V_{pl,T,Rd}$$

donde

$V_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo cortante

$V_{pl,T,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección frente a esfuerzo cortante y momento torsor

Dicha resistencia seccional  $V_{pl,T,Rd}$  viene dada por las siguientes expresiones en función del tipo de sección transversal:

para secciones en I o en H:

$$V_{pl,T,Rd} = \sqrt{1 - \frac{\tau_{t,Ed}}{1,25(f_y / \sqrt{3}) / \gamma_{M0}}} \cdot V_{pl,Rd}$$

para secciones en U

$$V_{pl,T,Rd} = \left[ \sqrt{1 - \frac{\tau_{t,Ed}}{1,25(f_y / \sqrt{3}) / \gamma_{M0}}} - \frac{\tau_{w,Ed}}{(f_y / \sqrt{3}) / \gamma_{M0}} \right] \cdot V_{pl,Rd}$$

para secciones huecas

$$V_{pl,T,Rd} = \left[ 1 - \frac{\tau_{t,Ed}}{(f_y / \sqrt{3}) / \gamma_{M0}} \right] \cdot V_{pl,Rd}$$

## Comentarios

El cálculo de la tensión  $\sigma_{w,Ed}$  puede realizarse de acuerdo con el método simplificado de Timoshenko. Para elementos estructurales con sección en doble T simétrica puede aplicarse dicho método aproximado para la obtención de las distribuciones de tensiones normales y tangenciales ocasionadas por el alabeo. Para este tipo de secciones la coordenada sectorial normalizada  $\omega = y \cdot z$ , siendo  $y$ ,  $z$  los ejes principales de inercia de la sección. La distribución de tensiones longitudinales debida al alabeo es directamente proporcional al valor de la coordenada sectorial normalizada  $\omega$ . Por lo tanto, el alma de tales secciones transversales no se ve sometida a tensiones normales longitudinales y las tensiones normales que se inducen en las alas presentan una distribución lineal. Puede imaginarse que dicha distribución de tensiones puede estar ocasionada por dos momentos flectores contenidos en los planos de las alas, de igual magnitud en ambas alas, y con signo opuesto (versor contrario). Estos momentos flectores están inducidos por acciones contenidas en los respectivos planos de las alas de la viga; en concreto por pares de fuerzas iguales y actuando en sentidos contrarios para reproducir así la distribución de tensiones longitudinales que induciría el alabeo en un elemento con sección en doble T.

Si se está en presencia de un elemento con sección transversal en doble T, sometido a la acción de momentos torsores, y la torsión que se genera es torsión de alabeo, en vez de recurrir a la

## Instrucción EAE. Capítulo IX

solución del problema resolviendo la ecuación diferencial de la torsión de alabeo, se puede proceder de manera aproximada, de la siguiente manera:

- a) Los momentos torsores puntuales  $T_{w,Ed}$  o repartidos  $t_{w,Ed}$  se sustituyen por pares de fuerzas puntuales o repartidas de valor

$$F = T_{w,Ed} / d \quad \text{ó} \quad f = t_{w,Ed} / d$$

siendo  $d$  la distancia entre los centros de gravedad de las alas de la sección.

- b) Estas fuerzas ocasionan en cada ala las correspondientes leyes de esfuerzos cortantes y momentos flectores.
- c) A partir de dichas leyes es posible determinar las distribuciones de tensiones longitudinales y tangenciales en las alas (sección rectangular sometida a flexión simple). Dichas distribuciones son las distribuciones de tensiones inducidas por el alabeo en elementos estructurales con secciones en doble T.

La figura 34.6 permite entender todos los pasos necesarios para abordar el problema de la torsión de alabeo en elementos estructurales con sección transversal en doble T doblemente simétrica mediante el método aproximado de Timoshenko.

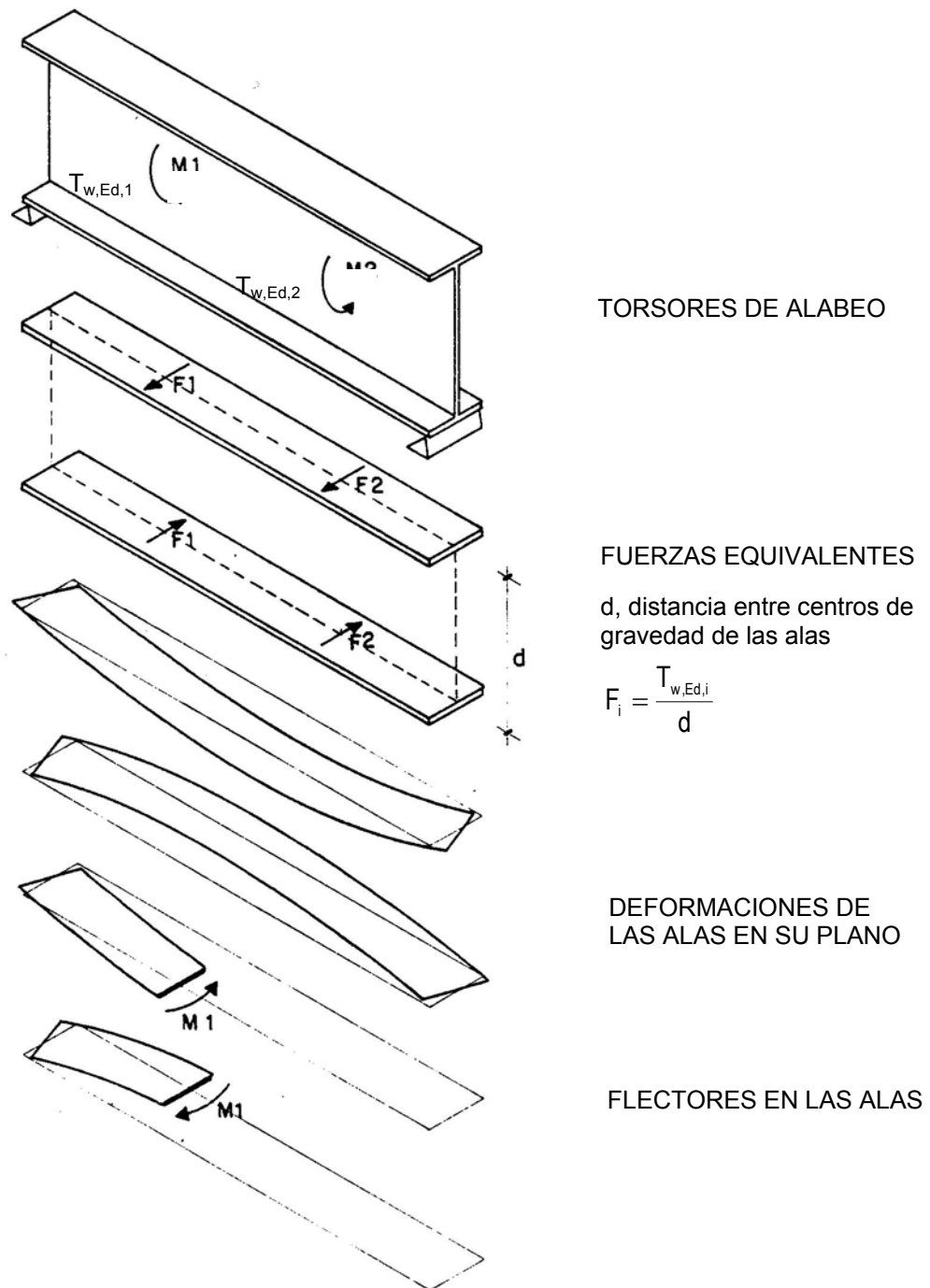


Figura 34.6. Método aproximado de Timoshenko para la torsión de alabeo

El método de Timoshenko también puede ser utilizado para realizar la descomposición de los efectos de la torsión mixta en torsión uniforme y torsión de alabeo. Para ello, en la sección transversal del elemento sometida a máximo giro relativo a torsión, se igualan el giro a torsión uniforme  $T_{t,Ed} = \alpha \cdot T_{Ed}$  y el giro a torsión de alabeo  $T_{w,Ed} = (1-\alpha) \cdot T_{Ed}$ . De dicha igualdad se obtiene el valor de  $\alpha$  que permite descomponer la torsión mixta en torsión uniforme, ocasionando exclusivamente tensiones tangenciales, y en torsión de alabeo, ocasionando tensiones tangenciales y normales.

### 34.7. Interacción de esfuerzos

#### 34.7.1. Flexión y cortante

En aquellos casos en que la sección se vea sometida al efecto combinado de solicitaciones de flexión y cortante, el dimensionamiento y comprobación frente a este efecto se llevará a cabo considerando su posible interacción, traduciéndose ello en una posible reducción de la resistencia de cálculo de la sección a flexión.

Cuando el valor de cálculo del esfuerzo cortante  $V_{Ed}$  no supere el 50% de la resistencia plástica de la sección  $V_{pl,Rd}$ , no deberá reducirse el valor del momento resistente, a excepción de los casos en que esta reducción sea necesaria para la consideración del fenómeno de abolladura por cortante (ver 35.5).

Cuando  $V_{Ed}$  exceda el 50% de la resistencia plástica de la sección a cortante  $V_{pl,Rd}$ , se asignará al área de cortante un límite elástico reducido de valor  $(1-\rho) \cdot f_y$  para el cálculo de la resistencia de cálculo de la sección a flexión, donde

$$\rho = \left( \frac{2V_{Ed}}{V_{pl,Rd}} - 1 \right)^2$$

con  $V_{pl,Rd}$  obtenido de acuerdo con 34.5.

En el caso de estar en presencia de una sección sometida a cortante y torsión, cuando  $V_{Ed}$  exceda el 50% de la resistencia plástica de la sección a cortante  $V_{pl,T,Rd}$ , se asignará al área de cortante un límite elástico reducido de valor  $(1-\rho) \cdot f_y$  para el cálculo de la resistencia de cálculo de la sección a flexión, donde

$$\rho = \left( \frac{2V_{Ed}}{V_{pl,T,Rd}} - 1 \right)^2$$

con  $V_{pl,T,Rd}$  obtenido de acuerdo con 34.6.

En secciones en doble T con alas iguales y sometidas a flexión alrededor del eje principal de inercia de la sección, la resistencia plástica de cálculo a flexión considerando la interacción con el esfuerzo cortante y el esfuerzo torsor puede obtenerse mediante la siguiente expresión:

$$M_{y,V,Rd} = \frac{\left[ W_{pl,y} - \frac{\rho \cdot A_w^2}{4t_w} \right] f_y}{\gamma_{M0}}$$

donde  $A_w = h_w t_w$

#### 34.7.2. Flexión y esfuerzo axial

En aquellos casos en que la sección se vea sometida al efecto combinado de solicitaciones de flexión y esfuerzo axial, el dimensionamiento y comprobación frente a este efecto se llevará a cabo de acuerdo con los siguientes criterios establecidos en función del tipo de sección transversal.

En aquellos elementos sometidos a flexión y esfuerzo axial de compresión deberán satisfacerse los criterios correspondientes al dimensionamiento y comprobación frente a fenómenos de inestabilidad (ver Artículo 35º).

#### 34.7.2.1. Secciones transversales de clase 1 y 2

En presencia de un esfuerzo axial deberá llevarse a cabo una reducción de la resistencia plástica de cálculo a flexión para considerar su efecto. Deberá satisfacerse el siguiente criterio:

$$M_{Ed} \leq M_{N,Rd}$$

donde  $M_{N,Rd}$  es la resistencia plástica de cálculo a flexión reducida, debido a la existencia del esfuerzo axial  $N_{Ed}$ .

Para una sección rectangular sin agujeros para tornillos, la resistencia plástica de cálculo a flexión  $M_{N,Rd}$  reducida viene dada por:

$$M_{N,Rd} = M_{c,Rd} \left[ 1 - \left( N_{Ed} / N_{pl,Rd} \right)^2 \right]$$

donde  $M_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a flexión (ver 34.4)

En secciones en I y en H simétricas respecto del eje z-z, deberá llevarse a cabo la reducción para la consideración del efecto del esfuerzo axial sobre el momento plástico resistente alrededor del eje y-y, cuando se cumpla:

$$N_{Ed} > \min \left\{ 0,25N_{pl,Rd}, \frac{0,5 \cdot h_w t_w f_y}{\gamma_{M0}} \right\}$$

De un modo similar, para flexión alrededor del eje z-z, deberá llevarse a cabo la reducción por efecto del esfuerzo axial, cuando se cumpla:

$$N_{Ed} > \frac{h_w t_w f_y}{\gamma_{M0}}$$

Para secciones transversales de perfiles laminados o armados en I o en H con alas iguales donde los agujeros para tornillos no sean considerados, podrán aplicarse las siguientes expresiones aproximadas para la obtención de la resistencia plástica a flexión reducida:

Alrededor del eje fuerte y-y

$$M_{N,y,Rd} = M_{c,y,Rd} (1 - n) / (1 - 0,5a) \quad \text{siendo} \quad M_{N,y,Rd} \leq M_{c,y,Rd}$$

$$\text{donde } n = \frac{N_{Ed}}{N_{pl,Rd}} \text{ y } a = \frac{A - 2bt_f}{A} \quad \text{siendo } a \leq 0,5$$

Alrededor del eje débil z-z:

$$\text{para } n \leq a: \quad M_{N,z,Rd} = M_{c,z,Rd}$$

$$\text{para } n > a: \quad M_{N,z,Rd} = M_{c,z,Rd} \left[ 1 - \left( \frac{n-a}{1-a} \right)^2 \right]$$

Para secciones transversales de perfiles huecos rectangulares con espesor constante y secciones cajón soldadas con alas iguales y almas iguales donde los agujeros para tornillos no sean considerados, podrán aplicarse las siguientes expresiones aproximadas para la obtención de la resistencia plástica a flexión reducida para flexión alrededor de ambos ejes:

$$M_{N,y,Rd} = M_{c,y,Rd} (1-n)/(1-0,5a_w) \quad \text{siendo} \quad M_{N,y,Rd} \leq M_{c,y,Rd}$$

$$M_{N,z,Rd} = M_{c,z,Rd} (1-n)/(1-0,5a_f) \quad \text{siendo} \quad M_{N,z,Rd} \leq M_{c,z,Rd}$$

donde

$$a_w = \frac{A - 2bt}{A} \quad \text{siendo } a_w \leq 0,5 \quad \text{para secciones huecas}$$

$$a_w = \frac{A - 2bt_f}{A} \quad \text{siendo } a_w \leq 0,5 \quad \text{para secciones cajón soldadas}$$

$$a_f = \frac{A - 2ht}{A} \quad \text{siendo } a_f \leq 0,5 \quad \text{para secciones huecas}$$

$$a_f = \frac{A - 2ht_w}{A} \quad \text{siendo } a_f \leq 0,5 \quad \text{para secciones cajón soldadas}$$

Para el caso de flexión esviada y esfuerzo axial, podrá utilizarse el siguiente criterio aproximado para el dimensionamiento y comprobación:

$$\left[ \frac{M_{y,Ed}}{M_{N,y,Rd}} \right]^\alpha + \left[ \frac{M_{z,Ed}}{M_{N,z,Rd}} \right]^\beta \leq 1$$

donde  $\alpha$  y  $\beta$  son constantes que, de manera conservadora, pueden tomarse igual a la unidad, o bien obtenerse tal como sigue:

— secciones en I y en H:

$$\alpha = 2; \quad \beta = 5n \quad \text{con } \beta \geq 1$$

— secciones huecas circulares:

$$\alpha = 2; \quad \beta = 2$$

— secciones huecas rectangulares:

$$\alpha = \beta = \frac{1,66}{1 - 1,13 \cdot n^2} \quad \text{con } \alpha = \beta \leq 6$$

$$\text{donde } n = \frac{N_{Ed}}{N_{pl,Rd}}$$

### 34.7.2.2. Secciones transversales de clase 3

Bajo la acción combinada de flector y esfuerzo axil, y en ausencia de esfuerzo cortante, la tensión normal máxima  $\sigma_{x,Ed}$  deberá satisfacer:

$$\sigma_{x,Ed} \leq \frac{f_y}{\gamma_{M0}}$$

La tensión  $\sigma_{x,Ed}$  es el valor de cálculo de la tensión normal máxima debida al momento flector y al esfuerzo axil, teniendo en cuenta los agujeros para los tornillos donde éstos sean relevantes, tal como se especifica en 34.2, 34.3 y 34.4.

Para el dimensionamiento y comprobación de la sección, el criterio anterior se traduce en la siguiente expresión en el punto más solicitado:

$$\frac{N_{Ed}}{A f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed}}{W_{el,y} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{z,Ed}}{W_{el,z} f_y / \gamma_{M0}} \leq 1$$

donde

A es el área de la sección transversal

$W_{el}$  es el módulo resistente elástico a flexión alrededor del eje en cuestión

### 34.7.2.3. Secciones transversales de clase 4

Bajo la acción combinada de flector y esfuerzo axil, y en ausencia de esfuerzo cortante, la tensión normal máxima calculada utilizando los anchos reducidos de los elementos comprimidos deberá satisfacer:

$$\sigma_{x,Ed} \leq \frac{f_y}{\gamma_{M0}}$$

donde  $\sigma_{x,Ed}$  es el valor de cálculo de la tensión normal máxima debida al momento flector y al esfuerzo axil, teniendo en cuenta los agujeros para los tornillos donde éstos sean relevantes, tal como se especifica en 34.2, 34.3 y 34.4.

Para el dimensionamiento y comprobación de la sección, el criterio anterior se traduce en la siguiente expresión en el punto más solicitado:

$$\frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{z,Ed} + N_{Ed} e_{Nz}}{W_{ef,z} f_y / \gamma_{M0}} \leq 1$$

donde

$A_{ef}$  es el área reducida de la sección cuando ésta se ve sometida a compresión uniforme

$W_{ef}$  es el módulo resistente de la sección reducida cuando la sección transversal se ve sometida a flexión alrededor del eje en cuestión

$e_N$  es el desplazamiento del centro de gravedad de la sección reducida con respecto al de la sección bruta, cuando dicha sección transversal se ve sometida solamente a compresión uniforme

## Comentarios

El signo de los esfuerzos  $N_{Ed}$ ,  $M_{y,Ed}$ ,  $M_{z,Ed}$  y  $\Delta M_{i,Ed} = N_{Ed} e_{Ni}$  será función del criterio adoptado para la obtención del diagrama de tensiones correspondiente.

### 34.7.3. Flexión, cortante y esfuerzo axial

En aquellos casos en que la sección se vea sometida al efecto combinado de solicitaciones de flexión, cortante y esfuerzo axial, el dimensionamiento y comprobación frente a este efecto se llevará a cabo reduciendo la resistencia de cálculo de la sección a flexión y axial.

Cuando el valor de cálculo del esfuerzo cortante  $V_{Ed}$  sea menor que el 50% de la resistencia plástica de cálculo de la sección  $V_{pl,Rd}$ , no será necesaria ninguna de las reducciones de las resistencias de cálculo de la sección establecidas en 34.7.2, exceptuando los casos en los que la reducción deba llevarse a cabo para la consideración de los efectos de la abolladura por cortante del modo que se establece en 35.5.

Cuando  $V_{Ed}$  exceda el 50% de la resistencia plástica de la sección a cortante  $V_{pl,Rd}$ , se asignará al área de cortante un límite elástico reducido de valor  $(1-\rho) \cdot f_y$  para la determinación de la resistencia de cálculo de la sección frente a la acción combinada de momento flector y esfuerzo axial (ver 34.7.2)

$$\text{donde } \rho = \left( \frac{2V_{Ed}}{V_{pl,Rd}} - 1 \right)^2$$

obteniéndose  $V_{pl,Rd}$  de acuerdo con 34.5

## Artículo 35.º Estado límite de inestabilidad

### 35.1. Elementos sometidos a compresión

#### 35.1.1. Pandeo de elementos de sección constante

Para elementos sometidos a compresión, el valor de cálculo del esfuerzo axial de compresión  $N_{Ed}$  deberá verificar:

$$N_{Ed} \leq N_{b,Rd}$$

donde

$N_{Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo axial de compresión

$N_{b,Rd}$  es la resistencia de cálculo a pandeo del elemento comprimido

Para elementos con sección transversal no simétrica de clase 4, deberá considerarse un momento adicional  $\Delta M_{Ed}$  debido al desplazamiento del eje baricéntrico

del área reducida  $A_{ef}$  con respecto al eje baricéntrico de la sección transversal bruta, del modo que se define en 34.1.2.3. Ello requerirá un análisis de la interacción esfuerzo axil-momento flector en el dimensionamiento y comprobación de elementos comprimidos y flectados frente a pandeo (ver 35.3)

La resistencia de cálculo a pandeo de un elemento sometido a compresión se determinará del siguiente modo:

$$N_{b,Rd} = \frac{\chi \cdot A \cdot f_y}{\gamma_{M1}} \quad \text{para secciones transversales de clase 1, 2 y 3}$$

$$N_{b,Rd} = \frac{\chi \cdot A_{ef} \cdot f_y}{\gamma_{M1}} \quad \text{para secciones transversales de clase 4}$$

donde  $\chi$  es el coeficiente de reducción para el modo de pandeo considerado.

Para la determinación de  $A$  y  $A_{ef}$  no es necesario contabilizar los agujeros para tornillos en los extremos del elemento.

En elementos comprimidos con sección variable a lo largo de su directriz o con distribución no uniforme del esfuerzo axil, el dimensionamiento y comprobación relativos a la resistencia a pandeo de dichos elementos puede llevarse a cabo según el método general de análisis en segundo orden de pórticos y elementos estructurales, de acuerdo con los Artículos 22º y 25º del Capítulo V. Para elementos comprimidos de inercia variable o con esfuerzo axil no uniforme, con determinadas condiciones de vinculación, puede aplicarse lo recogido en los apartados 70.2, 70.4 y 70.5 del Capítulo XV.

### 35.1.2. Curvas de pandeo

Para elementos con sección transversal constante sometidos a un esfuerzo axil de compresión de valor constante, el valor de  $\chi$  para la esbeltez adimensional adecuada  $\bar{\lambda}$  se determinará del modo siguiente:

$$\chi = \frac{1}{\Phi + \sqrt{\Phi^2 - \bar{\lambda}^2}} \quad \text{siendo } \chi \leq 1,0$$

donde

$$\Phi = 0.5 \left[ 1 + \alpha \cdot (\bar{\lambda} - 0.2) + \bar{\lambda}^2 \right]$$

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{A f_y}{N_{cr}}} \quad \text{en secciones de clase 1, 2 y 3}$$

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{A_{ef} f_y}{N_{cr}}} \quad \text{en secciones de clase 4}$$

$\alpha$  es el coeficiente de imperfección

$N_{cr}$  es el esfuerzo axil crítico elástico para el modo de pandeo considerado, obtenido con las características de la sección transversal bruta.

## Instrucción EAE. Capítulo IX

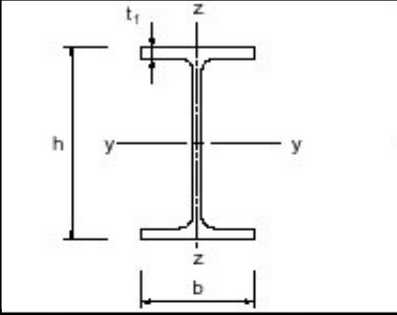
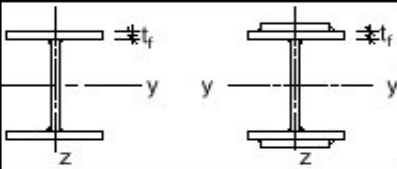
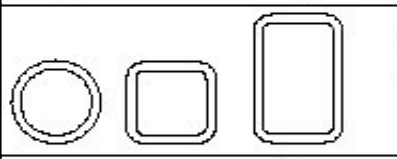
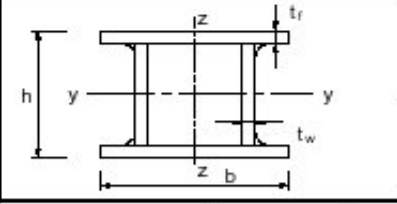
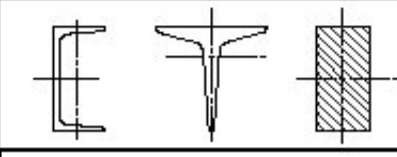
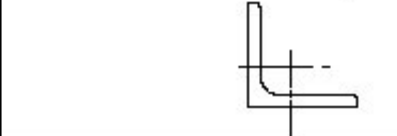
El valor del coeficiente de imperfección  $\alpha$  para cada una de las curvas de pandeo se obtendrá de la tabla 35.1.2.a.

Tabla 35.1.2.a  
Valores del coeficiente de imperfección

Curva de pandeo	$a_0$	a	b	c	d
Coeficiente de imperfección $\alpha$	0,13	0,21	0,34	0,49	0,76

La elección de la curva de pandeo para cada sección transversal se obtendrá de la tabla 35.1.2.b:

Tabla 35.1.2.b.  
Elección de las curvas de pandeo

Sección transversal	Límites	Pandeo alrededor del eje	Curva de pandeo		
			S 235 S 275 S 355 S 420	S 460	
Secciones de perfiles laminados 	$h/b > 1,2$	$t_f \leq 40 \text{ mm}$	y-y z-z	a a <sub>0</sub>	a <sub>0</sub> a <sub>0</sub>
		$40 \text{ mm} < t_f \leq 100$	y-y z-z	b c	a a
	$h/b \leq 1,2$	$t_f \leq 100 \text{ mm}$	y-y z-z	b c	a a
		$t_f > 100 \text{ mm}$	y-y z-z	d d	c c
Secciones de vigas en I armadas soldadas 	$t_f \leq 40 \text{ mm}$	y-y z-z	b c	b c	
	$t_f > 40 \text{ mm}$	y-y z-z	c d	c d	
Secciones de perfiles huecos 	Acabados en caliente	cualquiera	a	a <sub>0</sub>	
	Conformados en frío	cualquiera	c	c	
Secciones de vigas en cajón armadas soldadas 	En general (excepto caso recuadro inferior)	cualquiera	b	b	
	Soldadura gruesa $a > 0,5t_f$ $b/t_f < 30$ $h/t_w < 30$	cualquiera	c	c	
Secciones de perfiles en U, en T y macizas 	cualquiera	cualquiera	c	c	
Secciones de perfiles angulares 	cualquiera	cualquiera	b	b	

Los valores del coeficiente de reducción  $\chi$ , en función de la esbeltez adimensional  $\bar{\lambda}$ , pueden obtenerse a partir de la figura 35.1.2

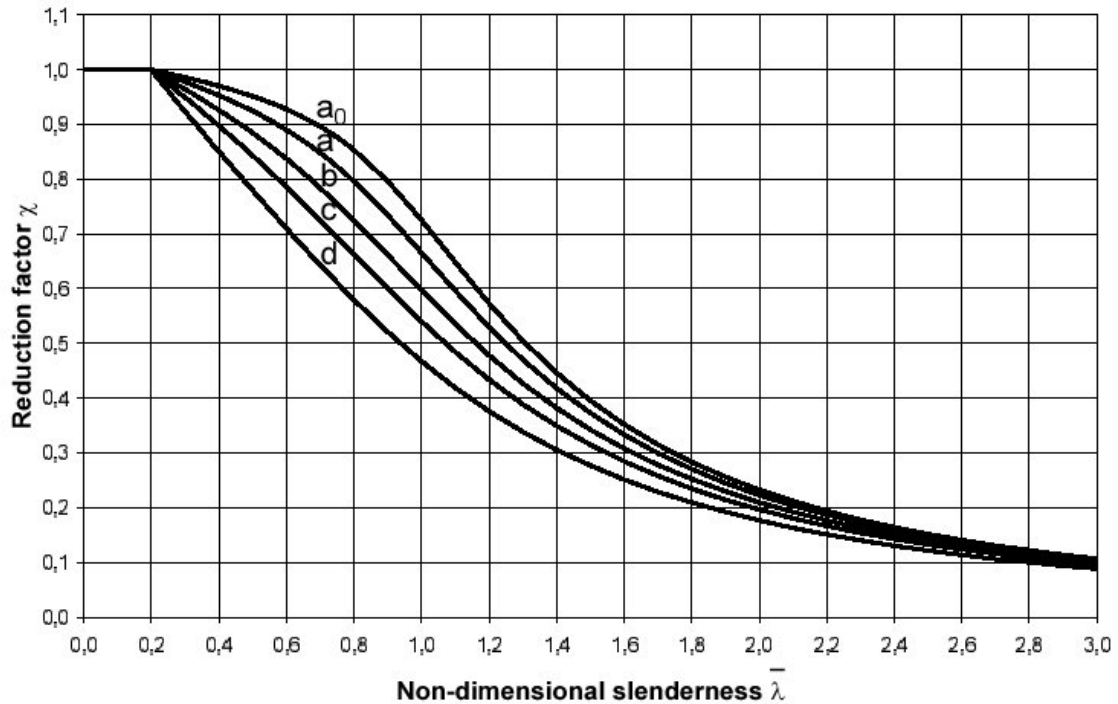


Figura 35.1.2. Curvas de pandeo

Para esbelteces  $\bar{\lambda} \leq 0,2$  o para relaciones  $\frac{N_{Ed}}{N_{cr}} \leq 0,04$  podrá omitirse el dimensionamiento y comprobación frente a pandeo, teniéndose que llevar a cabo únicamente la comprobación resistente de la sección transversal.

### Comentarios

En el Anejo nº 2 se presentan en forma de tablas adimensionales  $\chi - \bar{\lambda}$  los valores del coeficiente de reducción de pandeo  $\chi$  para las diferentes curvas de pandeo

### 35.1.3. Esbeltez para pandeo por flexión

La esbeltez adimensional  $\bar{\lambda}$  para el dimensionamiento y comprobación frente a pandeo por flexión de elementos comprimidos viene dada por:

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{Af_y}{N_{cr}}} = \frac{L_{cr}}{i} \frac{1}{\lambda_E} \quad \text{para secciones de clase 1, 2 y 3}$$

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{A_{ef}f_y}{N_{cr}}} = \frac{L_{cr}}{i} \frac{\sqrt{\frac{A_{ef}}{A}}}{\lambda_E} \quad \text{para secciones de clase 4}$$

donde

$L_{cr}$  es la longitud de pandeo en el plano de pandeo por flexión considerado

$i$  es el radio de giro alrededor del eje considerado, determinado éste a partir de las características de la sección transversal bruta.

$$\lambda_E = \pi \sqrt{\frac{E}{f_y}} = 93,9 \cdot \varepsilon$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{235}{f_y}} \quad (f_y \text{ en N/mm}^2)$$

Para la comprobación y dimensionamiento del elemento frente a pandeo, deberá elegirse la curva de pandeo apropiada de acuerdo con la tabla 35.1.2.b.

### Comentarios

El valor del esfuerzo axial crítico elástico  $N_{cr}$  para el pandeo por flexión es

$$N_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{L_{cr}^2}$$

siendo  $EI$  la rigidez a flexión del elemento en el plano de pandeo por flexión considerado y  $L_{cr}$  la longitud de pandeo en el plano considerado

$$L_{cr} = \beta L$$

En el Anejo nº 3 se presentan expresiones que permiten determinar la longitud de pandeo  $L_{cr}$  para soportes de estructuras o pórticos de edificios, tanto en sistemas intraslacionales (modo de nudos fijos) como traslacionales (modo de nudos desplazables).

#### 35.1.4. **Esbeltez para pandeo por torsión y pandeo por torsión y flexión**

Los elementos comprimidos con secciones transversales abiertas con débil rigidez torsional deberán comprobarse frente a pandeo por torsión y pandeo por torsión y flexión.

La esbeltez adimensional para el dimensionamiento y comprobación frente a pandeo por torsión y pandeo por torsión y flexión viene dada por:

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{Af_y}{N_{cr}}} \quad \text{en secciones de clase 1, 2 y 3}$$

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{A_{ef} f_y}{N_{cr}}} \quad \text{en secciones de clase 4}$$

donde  $N_{cr} = N_{cr,TF}$  siendo  $N_{cr} < N_{cr,T}$ .

Los valores  $N_{cr,TF}$  y  $N_{cr,T}$  son los esfuerzos axiales críticos elásticos de pandeo por torsión y flexión y pandeo por torsión respectivamente.

Para la comprobación y dimensionamiento de un elemento comprimido frente a pandeo por torsión y pandeo por torsión y flexión, la curva de pandeo apropiada puede obtenerse de la tabla 35.1.2.2, considerando la curva relativa al eje z-z.

### Comentarios

Los esfuerzos axiales críticos elásticos  $N_{cr,TF}$  y  $N_{cr,T}$  de pandeo por torsión y flexión y pandeo por torsión respectivamente vienen dados por las siguientes expresiones:

$$N_{cr,TF} = \frac{1}{2\beta} \left[ (N_{cr} + N_{cr,T}) - \sqrt{(N_{cr} + N_{cr,T})^2 - 4\beta N_{cr} N_{cr,T}} \right]$$

$$N_{cr,T} = \frac{1}{i_0^2} \left( G I_t + \frac{\pi^2 E I_w}{L_{et}^2} \right)$$

donde

$N_{cr}$  es el esfuerzo axial crítico elástico de pandeo por flexión alrededor del eje y-y

$$\beta = \left[ 1 - (y_0 / i_0)^2 \right]$$

$$i_0^2 = i_y^2 + i_z^2 + y_0^2$$

siendo  $i_y$  el radio de giro de la sección bruta alrededor del eje y-y

$i_z$  el radio de giro de la sección bruta alrededor del eje z-z

$y_0$  la distancia del centro de esfuerzos cortantes al centro de gravedad de la sección bruta a lo largo del eje y

E es el módulo de elasticidad

G es el módulo de elasticidad transversal

$I_t$  es el módulo de torsión de la sección bruta

$I_w$  es el módulo de alabeo de la sección bruta

$L_{et}$  es la longitud eficaz del elemento a torsión

## 35.2. Elementos sometidos a flexión

### 35.2.1. Pandeo lateral de elementos de sección constante

Para elementos no arriostrados lateralmente sometidos a flexión alrededor del eje fuerte, el valor de cálculo del momento flector  $M_{Ed}$  deberá verificar:

$$M_{Ed} \leq M_{b,Rd}$$

donde

$M_{Ed}$  es el valor de cálculo del momento flector

$M_{b,Rd}$  es la resistencia de cálculo a flexión frente a pandeo lateral

En elementos con ciertos tipos de sección transversal tales como secciones de perfiles huecos circulares o rectangulares, tubos circulares o secciones en cajón, podrá omitirse el dimensionamiento y comprobación frente a pandeo lateral.

La resistencia de cálculo a pandeo lateral de un elemento no arriostrado lateralmente sometido a flexión alrededor del eje fuerte, viene dada por la siguiente expresión:

$$M_{b,Rd} = \frac{\chi_{LT} \cdot W_y \cdot f_y}{\gamma_{M1}}$$

donde

$W_y$  es el módulo resistente de la sección:

$W_y = W_{pl,y}$  para secciones de clase 1 y 2

$W_y = W_{el,y}$  para secciones de clase 3

$W_y = W_{ef,y}$  para secciones de clase 4

$\chi_{LT}$  es el coeficiente de reducción para pandeo lateral

Para la determinación de  $W_y$  no es necesario contabilizar los agujeros para tornillos en los extremos del elemento.

En elementos sometidos a flexión alrededor de su eje fuerte con sección variable a lo largo de su directriz, el dimensionamiento y comprobación de la resistencia a pandeo lateral de dichos elementos se llevará a cabo según el método general de análisis en segundo orden de elementos estructurales, de acuerdo con lo expuesto en los Artículos 22° y 25°.

### 35.2.2. *Curvas de pandeo lateral*

Para elementos con sección transversal constante sometidos a momento flector alrededor del eje fuerte, el valor de  $\chi_{LT}$  para la correspondiente esbeltez adimensional  $\bar{\lambda}_{LT}$  se determinará del modo siguiente:

$$\chi_{LT} = \frac{1}{\Phi_{LT} + \sqrt{\Phi_{LT}^2 - \bar{\lambda}_{LT}^2}} \quad \text{siendo } \chi_{LT} \leq 1,0$$

donde

$$\Phi_{LT} = 0,5 \left[ 1 + \alpha_{LT} \cdot (\bar{\lambda}_{LT} - 0,2) + \bar{\lambda}_{LT}^2 \right]$$

$\alpha_{LT}$  es el coeficiente de imperfección

$$\bar{\lambda}_{LT} = \sqrt{\frac{W_y f_y}{M_{cr}}}$$

$M_{cr}$  es el momento flector crítico elástico de pandeo lateral

El valor de  $M_{cr}$  se obtendrá considerando las características de la sección transversal bruta y teniendo en cuenta los estados de carga, la distribución real de momentos flectores y los arriostramientos laterales.

El valor del coeficiente de imperfección  $\alpha_{LT}$  para cada una de las curvas de pandeo se obtendrá de la tabla 35.2.2.a

Tabla 35.2.2.a  
Valores del coeficiente de imperfección para pandeo lateral

Curva de pandeo	a	b	c	d
Coefficiente de imperfección $\alpha_{LT}$	0,21	0,34	0,49	0,76

La elección de la curva de pandeo para cada sección transversal se obtendrá de la tabla 35.2.2.b

Tabla 35.2.2.b  
Elección de la curva de pandeo lateral

Sección transversal	Límites	Curva de pandeo
Secciones de perfiles laminados en I	$h / b \leq 2$	a
	$h / b > 2$	b
Secciones de vigas armadas soldadas en I	$h / b \leq 2$	c
	$h / b > 2$	d
Otras secciones	-	d

Los valores del coeficiente de reducción  $\chi_{LT}$ , en función de la esbeltez adimensional  $\bar{\lambda}_{LT}$ , pueden obtenerse a partir de la figura 35.1.2, en donde se representan las curvas de pandeo.

Para esbelteces  $\bar{\lambda}_{LT} \leq 0,2$  o para relaciones  $\frac{M_{Ed}}{M_{cr}} \leq 0,04$  podrá omitirse el dimensionamiento y comprobación frente a pandeo lateral, teniéndose que llevar a cabo únicamente la comprobación resistente de la sección transversal.

### Comentarios

Para el caso de pandeo lateral de un elemento de sección transversal uniforme doblemente simétrica, bajo condiciones normales de apoyo de horquilla en sus extremos, cargada a través de su centro de esfuerzos cortantes, y sometido a un momento flector uniforme, el valor de dicho momento crítico es

$$M_{cr} = \frac{\pi^2 E I_z}{L_c^2} \left( \frac{I_w}{I_z} + \frac{L^2 G I_t}{\pi^2 E I_z} \right)^{1/2}$$

siendo  $L_c$  la longitud del elemento entre puntos que tienen impedido el movimiento lateral.

Para estados de carga diferentes y otros tipos de secciones transversales existen formulaciones más depuradas que permiten obtener el valor del momento crítico elástico de pandeo lateral.

Las condiciones de apoyo de horquilla permiten el giro del elemento en su plano e impiden el movimiento lateral y el giro alrededor del eje longitudinal del elemento.

### 35.2.3. Método simplificado para comprobación de vigas con arriostramientos laterales en edificios

Aquellos elementos con arriostramiento lateral puntual del ala comprimida no se verán afectados por el pandeo lateral si la longitud  $L_c$  entre puntos de arriostramiento del ala o la esbeltez del ala comprimida equivalente satisface el siguiente criterio:

$$\bar{\lambda}_f = \frac{k_c L_c}{i_{f,z} \lambda_E} \leq \bar{\lambda}_{c0} \frac{M_{c,Rd}}{M_{y,Ed}}$$

donde

$\bar{\lambda}_f$  es la esbeltez adimensional del ala comprimida equivalente entre puntos de arriostramiento

$M_{y,Ed}$  es el valor de cálculo del momento flector máximo existente entre puntos de arriostramiento

$$M_{c,Rd} = \frac{W_y f_y}{\gamma_{M1}}$$

siendo  $W_y$  el módulo resistente de la sección con respecto al ala comprimida

$k_c$  es un factor de corrección de la esbeltez que considera la distribución de momentos flectores existente entre puntos de arriostramiento (ver tabla 35.2.3)

$i_{f,z}$  es el radio de giro del ala comprimida con respecto al eje débil de la sección transversal, incluyendo la tercera parte del área del alma comprimida

Para secciones de clase 4,  $i_{f,z}$  puede obtenerse mediante la siguiente expresión:

$$i_{f,z} = \sqrt{\frac{I_{ef,f}}{A_{ef,f} + \frac{1}{3} A_{ef,w,c}}}$$

siendo

$I_{ef,f}$  el momento de inercia del ala comprimida reducida alrededor del eje débil de la sección

$A_{ef,f}$  el área reducida del ala comprimida









$A_{ef,w,c}$  el área reducida de la parte comprimida del alma

$$\lambda_E = \pi \sqrt{\frac{E}{f_y}} = 93,9 \cdot \varepsilon$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{235}{f_y}} \quad (f_y \text{ en N/mm}^2)$$

$\bar{\lambda}_{c0}$  es el parámetro de esbeltez para el ala comprimida equivalente. Se recomienda un valor de  $\bar{\lambda}_{c0} = 0,3$

Tabla 35.2.3  
Factor de corrección de la esbeltez  $k_c$

Distribución de momentos flectores	$k_c$
 <p style="text-align: center;"><math>\psi = 1</math></p>	1,0
 <p style="text-align: center;"><math>-1 \leq \psi \leq 1</math></p>	$\frac{1}{1,33 - 0,33\psi}$
	0,94
	0,90
	0,91
	0,86
	0,77
	0,82

Si no se cumple el criterio anterior, la resistencia de cálculo a pandeo lateral puede obtenerse tal como sigue:

$$M_{b,Rd} = k_{fl} \cdot \chi \cdot M_{c,Rd} \quad \text{siendo } M_{b,Rd} \leq M_{c,Rd}$$

donde

$\chi$  es el coeficiente de reducción del ala comprimida equivalente determinado con  $\bar{\lambda}_f$

$k_{fl}$  es un factor de corrección que tiene en cuenta que el método del ala comprimida equivalente es conservador. Se recomienda un valor de  $k_{fl} = 1,10$

Las curvas de pandeo para obtener el coeficiente  $\chi$  en función de  $\bar{\lambda}_f$  serán:

- curva d para secciones de vigas armadas soldadas para las que  $\frac{h}{t_f} \leq 44\epsilon$   
(h es el canto total de la sección transversal y  $t_f$  el espesor del ala comprimida)
- curva c para el resto de secciones.

### 35.3. Elementos sometidos a compresión y flexión

A no ser que se haya llevado a cabo un análisis en segundo orden empleando las imperfecciones dadas en el Artículo 22º, la estabilidad de elementos sometidos a flexión y compresión con sección transversal uniforme doblemente simétrica, no susceptibles a deformaciones por distorsión, deberá verificarse del modo que se presenta a continuación, donde se distingue entre:

- elementos que no son susceptibles a deformaciones por torsión, tales como elementos con secciones huecas circulares o secciones con torsión impedida.
- elementos que son susceptibles a deformaciones por torsión, tales como elementos con secciones abiertas y con torsión no impedida.

El dimensionamiento y comprobación de elementos de sistemas estructurales puede llevarse a cabo sobre el análisis de elementos individuales de un solo vano extraídos del sistema. Los efectos de segundo orden de sistemas traslacionales (efecto P-Δ) deberán tenerse en cuenta a través de los momentos en extremos del elemento o a través de la longitud de pandeo que corresponda.

Para elementos sometidos a flexión y compresión, se deberán verificar las siguientes condiciones:

$$\frac{N_{Ed}}{\chi_y N_{Rk}} + k_{yy} \frac{M_{y,Ed} + \Delta M_{y,Ed}}{\chi_{LT} \frac{M_{y,Rk}}{\gamma_{M1}}} + k_{yz} \frac{M_{z,Ed} + \Delta M_{z,Ed}}{\gamma_{M1}} \leq 1$$

$$\frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk}} + k_{zy} \frac{M_{y,Ed} + \Delta M_{y,Ed}}{\chi_{LT} \frac{M_{y,Rk}}{\gamma_{M1}}} + k_{zz} \frac{M_{z,Ed} + \Delta M_{z,Ed}}{\gamma_{M1}} \leq 1$$

donde

$N_{Ed}$ ,  $M_{y,Ed}$ ,  $M_{z,Ed}$ , son los valores de cálculo del esfuerzo axial de compresión y de los momentos flectores máximos a lo largo del elemento alrededor de los ejes y-y y z-z respectivamente.

$\Delta M_{y,Ed}$ ,  $\Delta M_{z,Ed}$  son los momentos adicionales debidos al desplazamiento del eje baricéntrico del área reducida  $A_{ef}$  con respecto al eje baricéntrico de la sección transversal bruta (ver 34.7.2.3), (ver tabla 35.3.a)

$\chi_y$   $\chi_z$  son los coeficientes de reducción para pandeo por flexión (ver 35.1.2)

## Instrucción EAE. Capítulo IX

$\chi_{LT}$  es el coeficiente de reducción para pandeo lateral (ver 35.2.2). Para elementos no susceptibles a deformaciones por torsión  $\chi_{LT} = 1,0$

$k_{yy}, k_{yz}, k_{zy}, k_{zz}$  son los coeficientes de interacción, que se obtendrán de la tabla 35.3.b

Tabla 35.3.a

Valores de  $N_{Rk} = f_y A_i$ ,  $M_{i,Rk} = f_y W_i$  y  $\Delta M_{i,Ed}$  en las expresiones de dimensionamiento y comprobación frente a pandeo

Clase	1	2	3	4
A	A	A	A	$A_{ef}$
$W_y$	$W_{pl,y}$	$W_{pl,y}$	$W_{el,y}$	$W_{ef,y}$
$W_z$	$W_{pl,z}$	$W_{pl,z}$	$W_{el,z}$	$W_{ef,z}$
$\Delta M_{y,Ed}$	0	0	0	$e_{N,y} \cdot N_{Ed}$
$\Delta M_{z,Ed}$	0	0	0	$e_{N,z} \cdot N_{Ed}$

Tabla 35.3.b.  
Coeficientes de interacción  $k_{ij}$

Interaction factors	Design assumptions	
	elastic cross-sectional properties class 3, class 4	plastic cross-sectional properties class 1, class 2
$k_{yy}$	$C_{my} C_{mLT} \frac{\mu_y}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}}$	$C_{my} C_{mLT} \frac{\mu_y}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}} \frac{1}{C_{yy}}$
$k_{yz}$	$C_{mz} \frac{\mu_y}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}$	$C_{mz} \frac{\mu_y}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}} \frac{1}{C_{yz}} 0,6 \sqrt{\frac{w_z}{w_y}}$
$k_{zy}$	$C_{my} C_{mLT} \frac{\mu_z}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}}$	$C_{my} C_{mLT} \frac{\mu_z}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}} \frac{1}{C_{zy}} 0,6 \sqrt{\frac{w_y}{w_z}}$
$k_{zz}$	$C_{mz} \frac{\mu_z}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}$	$C_{mz} \frac{\mu_z}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}} \frac{1}{C_{zz}}$
Auxiliary terms:		
$\mu_y = \frac{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}}{1 - \chi_y \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}}$ $\mu_z = \frac{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}{1 - \chi_z \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}$ $w_y = \frac{W_{pl,y}}{W_{el,y}} \leq 1,5$ $w_z = \frac{W_{pl,z}}{W_{el,z}} \leq 1,5$ $n_{pl} = \frac{N_{Ed}}{N_{Rk} / \gamma_{M1}}$ $C_{my}$ see Table A.2 $a_{LT} = 1 - \frac{I_T}{I_y} \geq 0$	$C_{yy} = 1 + (w_y - 1) \left[ \left( 2 - \frac{1,6}{w_y} C_{my}^2 \bar{\lambda}_{max} - \frac{1,6}{w_y} C_{my}^2 \bar{\lambda}_{max}^2 \right) n_{pl} - b_{LT} \right] \geq \frac{W_{el,y}}{W_{pl,y}}$ with $b_{LT} = 0,5 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0^2}{\chi_{LT}} \frac{M_{y,Ed}}{M_{pl,y,Rd}} \frac{M_{z,Ed}}{M_{pl,z,Rd}}$ $C_{yz} = 1 + (w_z - 1) \left[ \left( 2 - 14 \frac{C_{mz}^2 \bar{\lambda}_{max}^2}{w_z^5} \right) n_{pl} - c_{LT} \right] \geq 0,6 \sqrt{\frac{w_z}{w_y}} \frac{W_{el,z}}{W_{pl,z}}$ with $c_{LT} = 10 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0^2}{5 + \bar{\lambda}_z^4} \frac{M_{y,Ed}}{C_{my} \chi_{LT} M_{pl,y,Rd}}$ $C_{zy} = 1 + (w_y - 1) \left[ \left( 2 - 14 \frac{C_{my}^2 \bar{\lambda}_{max}^2}{w_y^5} \right) n_{pl} - d_{LT} \right] \geq 0,6 \sqrt{\frac{w_y}{w_z}} \frac{W_{el,y}}{W_{pl,y}}$ with $d_{LT} = 2 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0}{0,1 + \bar{\lambda}_z^4} \frac{M_{y,Ed}}{C_{my} \chi_{LT} M_{pl,y,Rd}} \frac{M_{z,Ed}}{C_{mz} M_{pl,z,Rd}}$ $C_{zz} = 1 + (w_z - 1) \left[ \left( 2 - \frac{1,6}{w_z} C_{mz}^2 \bar{\lambda}_{max} - \frac{1,6}{w_z} C_{mz}^2 \bar{\lambda}_{max}^2 \right) n_{pl} - e_{LT} \right] \geq \frac{W_{el,z}}{W_{pl,z}}$ with $e_{LT} = 1,7 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0}{0,1 + \bar{\lambda}_z^4} \frac{M_{y,Ed}}{C_{my} \chi_{LT} M_{pl,y,Rd}}$	

$$\bar{\lambda}_{max} = \max \left\{ \begin{array}{l} \bar{\lambda}_y \\ \bar{\lambda}_x \end{array} \right.$$

$\bar{\lambda}_0$  = non-dimensional slenderness for lateral-torsional buckling due to uniform bending moment, i.e.  $\psi_y = 1,0$  in Table A.2  
 $\bar{\lambda}_{LT}$  = non-dimensional slenderness for lateral-torsional buckling

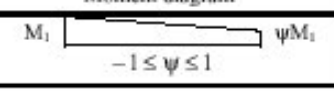
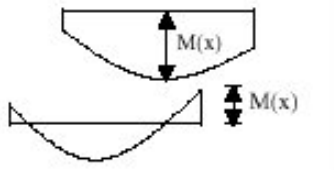
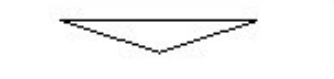

For  $\bar{\lambda}_0 = 0$ :  $C_{my} = C_{my,0}$   
 $C_{mz} = C_{mz,0}$   
 $C_{mLT} = 1,0$

For  $\bar{\lambda}_0 > 0$ :  $C_{my} = C_{my,0} + (1 - C_{my,0}) \frac{\sqrt{\epsilon_y a_{LT}}}{1 + \sqrt{\epsilon_y a_{LT}}}$   
 $C_{mz} = C_{mz,0}$   
 $C_{mLT} = C_{my}^2 \frac{a_{LT}}{\sqrt{\left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}\right) \left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,T}}\right)}}$

$\epsilon_y = \frac{M_{y,Ed}}{N_{Ed}} \frac{A}{W_{pl,y}}$  for class 1, 2 and 3 cross-sections  
 $\epsilon_y = \frac{M_{y,Ed}}{N_{Ed}} \frac{A_{eff}}{W_{eff,y}}$  for class 4 cross-sections

$N_{cr,y}$  = elastic flexural buckling force about the y-y axis  
 $N_{cr,z}$  = elastic flexural buckling force about the z-z axis  
 $N_{cr,T}$  = elastic torsional buckling force  
 $I_T$  = St. Venant torsional constant  
 $I_y$  = second moment of area about y-y axis

**Table A.2: Equivalent uniform moment factors  $C_{mi}$**

Moment diagram	$C_{mi,0}$
	$C_{mi,0} = 0,79 + 0,21\psi_i + 0,36(\psi_i - 0,33) \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$
	$C_{mi,0} = 1 + \left( \frac{\pi^2 EI_z  \delta_x }{L^2  M_{i,Ed}(x) } - 1 \right) \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$ <p><math>M_{i,Ed}(x)</math> is the maximum moment <math>M_{y,Ed}</math> or <math>M_{z,Ed}</math>  <math> \delta_x </math> is the maximum member displacement along the member</p>
	$C_{mi,0} = 1 - 0,18 \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$
	$C_{mi,0} = 1 + 0,03 \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$

Con el objetivo de conseguir una mayor simplicidad las comprobaciones anteriores pueden realizarse en el rango elástico.

Además, cualquier sección transversal del elemento analizado sometido a flexión y compresión deberá verificar los criterios de resistencia establecidos en el Artículo 34°.

Para aquellas situaciones de dimensionamiento no contempladas en este apartado 35.3, tales como elementos con sección transversal no constante, elementos con condiciones de contorno complejas, etc. se recurrirá al método general de análisis en segundo orden, considerando lo expuesto en los Artículos 22° y 25°.

**Comentarios**

## Instrucción EAE. Capítulo IX

Las fórmulas de interacción recogidas en el apartado 35.3 se basan en la consideración de elementos de un solo vano simplemente apoyados con condiciones de apoyo de horquilla en sus extremos y con o sin arriostramientos intermedios laterales, sometidos a esfuerzos de compresión, momentos en extremos y/o cargas transversales. La formulación recogida en este apartado permite alcanzar una continuidad de la respuesta estructural entre las diferentes clases de sección y las posibles formas de agotamiento por inestabilidad que pueden aparecer en elementos sometidos a compresión y flexión.

En aras de alcanzar una mayor simplicidad, se presenta a continuación un método simplificado de dimensionamiento y comprobación de elementos sometidos a compresión y a flexión alrededor de uno de sus ejes principales, con pandeo alrededor del otro eje principal y pandeo lateral impedidos, el dimensionamiento y comprobación puede llevarse a cabo mediante la siguiente expresión:

$$\frac{N_{Ed}}{N_{b,Rd}} + \frac{1}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr}}} \cdot \frac{\beta M_{Ed}}{M_{c,Rd}} \leq 1,0$$

donde

$N_{b,Rd}$  es la resistencia de cálculo a pandeo del elemento comprimido (ver 35.1.1)

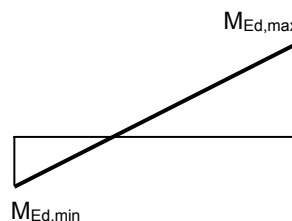
$M_{c,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección según el eje considerado de flexión (ver 34.4)

$N_{cr}$  es el esfuerzo axil crítico elástico para el pandeo por flexión (ver 35.1.3)

$N_{Ed}$ ,  $M_{Ed}$  son los valores de cálculo del esfuerzo axil de compresión y del momento flector máximo a lo largo del elemento

$c_M$  es el coeficiente de momento equivalente uniforme, referido al eje principal de flexión, que tiene en cuenta la distribución de momentos flectores. En el caso de distribución lineal a lo largo del todo el elemento

$$c_M = 0,6 + 0,4 (M_{Ed, \min} / M_{Ed, \max}) \geq 0,4$$



(el paréntesis tiene signo positivo si la flexión inducida por ambos momentos flectores tiene el mismo signo)

Para elementos sometidos a cargas transversales, perpendiculares a su directriz, o para pilares de recuadros traslacionales, puede utilizarse la expresión anterior recogida en estos comentarios, adoptando entonces  $c_M = 1,0$ . Para los recuadros traslacionales, se adoptará la longitud de pandeo correspondiente

$$L_{cr} = \beta L \text{ siendo } \beta \geq 1,0$$

Para elementos de sección constante, sometidos a compresión y a flexión según los dos ejes principales, el dimensionamiento y comprobación de estos elementos frente a inestabilidad puede llevarse a cabo mediante la siguiente expresión

$$\frac{N_{Ed}}{N_{b,Rd}} + \frac{C_{My}}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}} \cdot \frac{M_{y,Ed}}{M_{b,Rd}} + \frac{C_{Mz}}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}} \cdot \frac{M_{z,Ed}}{M_{cz,Rd}} \leq 1,0$$

donde

$N_{b,Rd}$  es el mínimo de la resistencia de cálculo a pandeo del elemento comprimido según los dos ejes principales  $N_{by,Rd}$  y  $N_{bz,Rd}$  (ver 35.1.1)

$M_{b,Rd}$  es la resistencia de cálculo a flexión frente a pandeo lateral (ver 35.2.1)

$M_{cz,Rd}$  es la resistencia de cálculo de la sección a flexión (flexión alrededor del eje z-z) (ver 34.4)

$C_{My}$ ,  $C_{Mz}$  son los coeficientes que tienen en cuenta la distribución de momentos flectores según los dos ejes principales de flexión

Para llevar a cabo la verificación de elementos comprimidos y flectados con sección transversal constante de clase 4, de acuerdo con este método, deberá considerarse el desplazamiento del eje principal de la sección reducida para determinar los valores de cálculo de las solicitaciones.

### 35.4. Elementos planos rigidizados longitudinalmente

La respuesta estructural de secciones transversales con elementos rigidizados longitudinalmente depende, fundamentalmente, de dichos elementos. Estos suelen ser, en la mayoría de las ocasiones, alas comprimidas de secciones en cajón. Con el objeto de poder considerar un ancho considerable, a efectos de determinar su respuesta estructural y la de la sección transversal en su conjunto, dichos elementos se rigidizan en la dirección longitudinal. El grado en que la rigidización longitudinal incrementa la resistencia del elemento, y la de la propia sección transversal, depende de la rigidez de los propios rigidizadores longitudinales, función de su inercia y de la distancia entre rigidizadores transversales.

#### Comentarios

En el Anejo nº 4 se expone el proceso y reglas para llevar a cabo el dimensionamiento y comprobación de elementos planos rigidizados longitudinalmente.

### 35.5. Abolladura del alma a cortante

#### 35.5.1. Generalidades

En este apartado se consideran los efectos de abolladura del panel de alma ocasionados por las tensiones tangenciales, satisfaciendo los siguientes criterios:

- los paneles son rectangulares (un panel inclinado se considerará a estos efectos como rectangular si el ángulo de inclinación es menor que 10°)
- pueden existir rigidizadores en la dirección longitudinal y/o transversal
- todos los agujeros son pequeños
- los elementos son uniformes

En almas sometidas a cortante se deberá comprobar la resistencia a la abolladura cuando su esbeltez sea tal que:

$$\frac{h_w}{t_w} > \frac{72}{\eta} \varepsilon \quad \text{para almas no rigidizadas}$$

$$\frac{h_w}{t_w} > \frac{31}{\eta} \varepsilon \sqrt{k_\tau} \quad \text{para almas rigidizadas (ver 35.5.2.1)}$$

donde

$h_w$  es la altura del panel de alma

$t_w$  es el espesor de alma

$k_\tau$  es el coeficiente de abolladura por cortante (ver 35.5.2.1)

$\eta$  es un coeficiente que permite considerar la resistencia adicional que ofrece en régimen plástico el endurecimiento por deformación del material.

Para almas no rigidizadas con esbeltez  $\frac{h_w}{t_w} > \frac{72}{\eta} \varepsilon$  y para almas rigidizadas con esbeltez  $\frac{h_w}{t_w} > \frac{31}{\eta} \varepsilon \sqrt{k_\tau}$  deberá disponerse rigidizadores transversales en las secciones de apoyo.

### Comentarios

Se recomienda para  $\eta$  el valor de 1,2.

El parámetro  $\varepsilon$  se determina mediante la siguiente expresión  $\varepsilon = \sqrt{\frac{235}{f_y}}$  con  $f_y$  en N/mm<sup>2</sup>.

### 35.5.2. Resistencia a la abolladura por cortante

Para almas sometidas a cortante, con o sin rigidizadores, el valor de cálculo del esfuerzo cortante que discurre por el alma  $V_{w,Ed}$  deberá verificar:

$$V_{w,Ed} \leq V_{b,Rd}$$

donde

$V_{w,Ed}$  es el valor de cálculo del esfuerzo cortante incluyendo el cortante inducido por torsión

$V_{b,Rd}$  es la resistencia de cálculo frente a abolladura del alma

$$V_{b,Rd} = \frac{\chi_v (f_{yw} / \sqrt{3}) \cdot h_w t_w}{\gamma_{M1}} \quad \text{con} \quad \chi_v = \chi_w + \chi_f \quad \text{siendo} \quad \chi_v \leq \eta$$

siendo

$h_w$  la distancia interior entre alas

$t_w$  el espesor del panel del alma

El factor  $\chi_w$  (ver 35.5.2.1) representa la contribución del alma y el factor  $\chi_f$  (ver 35.5.2.2) representa la contribución de las alas a la resistencia frente a abolladura por cortante del elemento.

Los rigidizadores y las soldaduras deberán verificar los requisitos especificados en los apartados 35.9.3 y 35.9.3.5 respectivamente.

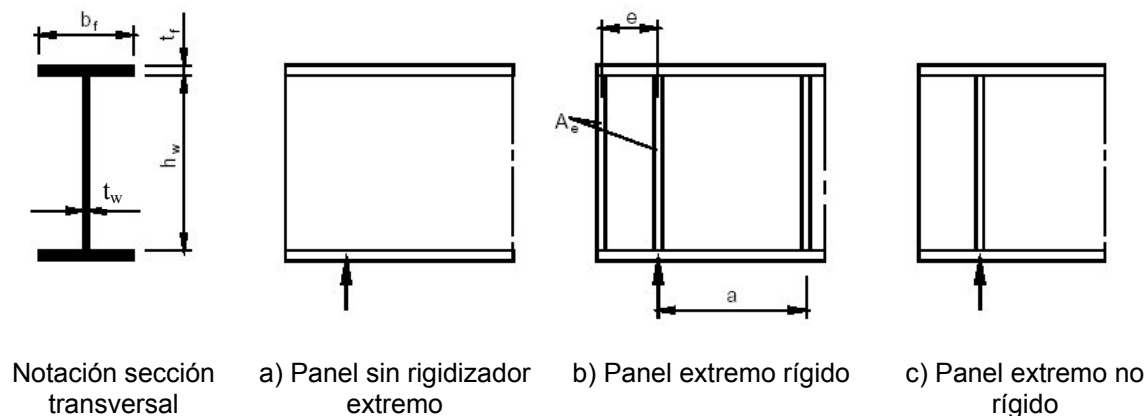


Figura 35.5.2. Criterio de clasificación del extremo del panel

### 35.5.2.1. Contribución del alma

Para almas con rigidizadores transversales únicamente en secciones de apoyo y para almas con rigidizadores transversales intermedios o rigidizadores longitudinales, o ambos, la contribución del alma a la resistencia frente a abolladura por cortante  $\chi_w$  puede obtenerse a partir de la tabla 35.5.2.1, o bien a partir de la figura 35.5.2.1.a.

Tabla 35.5.2.1  
Contribución del alma  $\chi_w$  frente a abolladura por cortante

	Panel extremo rígido	Panel extremo no rígido
$\bar{\lambda}_w < 0,83/\eta$	$\eta$	$\eta$
$0,83/\eta \leq \bar{\lambda}_w < 1,08$	$0,83/\bar{\lambda}_w$	$0,83/\bar{\lambda}_w$
$\bar{\lambda}_w \geq 1,08$	$1,37/(0,7 + \bar{\lambda}_w)$	$0,83/\bar{\lambda}_w$

Las condiciones de rigidización para paneles extremos rígidos y no rígidos quedan recogidas en el apartado 35.9.3.

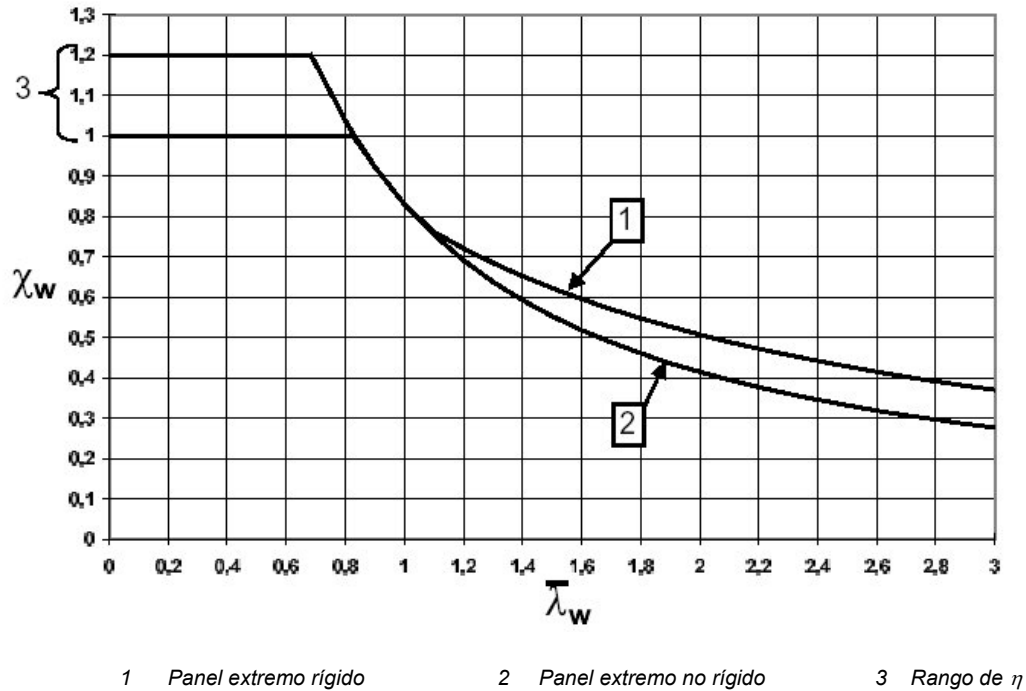


Figura 35.5.2.1.a. Contribución del alma  $\chi_w$  a la resistencia a abolladura por cortante

La esbeltez del alma  $\bar{\lambda}_w$  que aparece en la tabla 35.5.2.1 y en la figura 35.5.2.1.a viene dada por la siguiente expresión:

$$\bar{\lambda}_w = \sqrt{\frac{(f_{yw} / \sqrt{3})}{\tau_{cr}}}$$

donde

$\tau_{cr}$  es la tensión tangencial crítica de abolladura que se obtiene de la siguiente expresión:

$$\tau_{cr} = k_\tau \sigma_E$$

siendo

$\sigma_E$  la tensión crítica de Euler

$$\sigma_E = \frac{\pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left( \frac{t_w}{h_w} \right)^2$$

$k_\tau$  es el coeficiente de abolladura por cortante. Para elementos planos con rigidizadores transversales rígidos y sin rigidizadores longitudinales o con más de dos rigidizadores longitudinales, dicho coeficiente se obtendrá de acuerdo con las siguientes expresiones:

$$k_\tau = 5,34 + 4,00 (h_w/a)^2 + k_{\tau sl} \quad \text{para } a/h_w \geq 1,0$$

$$k_\tau = 4,00 + 5,34 (h_w/a)^2 + k_{\tau sl} \quad \text{para } a/h_w < 1,0$$

con  $k_{\tau sl} = 9 \left( \frac{h_w}{a} \right)^2 \sqrt[4]{ \left( \frac{I_{sl}}{t_w^3 h_w} \right)^3 }$  siendo no menor que  $\frac{2,1}{t_w} \sqrt[3]{ \frac{I_{sl}}{h_w} }$

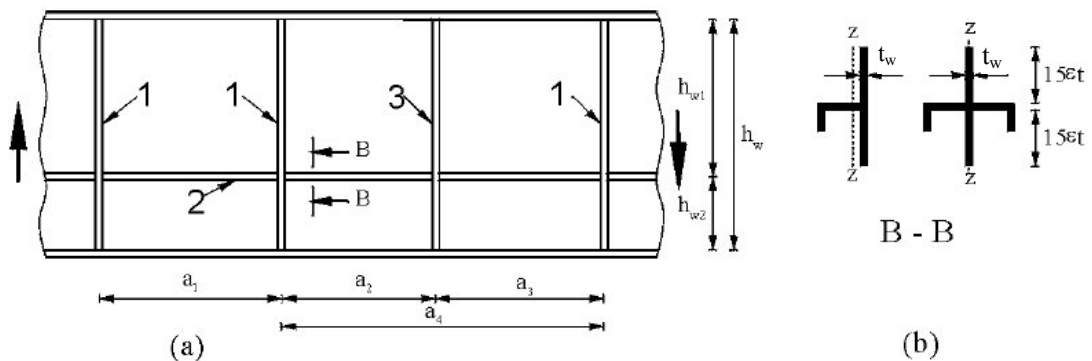
donde

a es la distancia entre rigidizadores transversales (ver figura 35.5.2.1.b)

$I_{sl}$  es el momento de inercia de la rigidización longitudinal con respecto al eje z-z (ver figura 35.5.2.1.b)

Para paneles de alma con uno o dos rigidizadores longitudinales, si la relación de aspecto  $\alpha = a/h_w \geq 3$ , el coeficiente de abolladura de chapa por cortante  $k_\tau$  puede obtenerse mediante la expresión anterior. Para paneles de alma con uno o dos rigidizadores longitudinales y con una relación de aspecto  $\alpha = a/h_w < 3$ , el coeficiente de abolladura de chapa por cortante  $k_\tau$  puede obtenerse mediante la siguiente expresión:

$$k_\tau = 4,1 + \frac{6,3 + 0,18 \frac{I_{sl}}{t_w^3 h_w}}{\alpha^2} + 2,2 \sqrt[3]{ \frac{I_{sl}}{t_w^3 h_w} }$$



1 Rigidizador transversal rígido	2 Rigidizador longitudinal	3 Rigidizador transversal no rígido
----------------------------------	----------------------------	-------------------------------------

Figura 35.5.2.1.b. Alma con rigidizadores transversales y longitudinales

Para el caso de almas con rigidizadores transversales únicamente en secciones de apoyo, la esbeltez  $\bar{\lambda}_w$  puede obtenerse mediante:

$$\bar{\lambda}_w = \frac{h_w}{86,4 t_w \varepsilon}$$

Para el caso de almas con rigidizadores transversales en secciones de apoyo y con rigidizadores transversales intermedios o rigidizadores longitudinales, o ambos, la esbeltez  $\bar{\lambda}_w$  puede obtenerse mediante:

$$\bar{\lambda}_w = \frac{h_w}{37,4 t_w \varepsilon \sqrt{k_\tau}}$$

siendo  $k_\tau$  el mínimo coeficiente de abolladura por cortante para el panel de alma.

En caso de emplearse rigidizadores transversales no rígidos además de rigidizadores transversales rígidos (ver figura 35.5.2.1.b), deberán evaluarse los paneles de alma comprendidos entre dos rigidizadores cualesquiera (por ejemplo,  $a_2 \times h_w$  y  $a_3 \times h_w$ ) y los paneles de alma comprendidos entre dos rigidizadores transversales rígidos adyacentes que contengan rigidizadores transversales no rígidos ( $a_4 \times h_w$ ) y comprobar la abolladura para el panel con el menor coeficiente  $k_\tau$ .

Para el caso de un panel de alma con rigidizadores longitudinales, su esbeltez  $\bar{\lambda}_w$  no deberá ser menor que la esbeltez del subpanel con mayor esbeltez  $\bar{\lambda}_{wi}$  de todos los subpaneles en los que se ha subdividido el panel en estudio (ver figura 35.5.2.1.b):

$$\bar{\lambda}_{wi} = \frac{h_{wi}}{37,4 t_w \varepsilon \sqrt{k_{\tau i}}}$$

El coeficiente de abolladura por cortante  $k_{\tau i}$  se refiere al subpanel con mayor esbeltez. Para obtener dicho coeficiente pueden utilizarse las expresiones dadas anteriormente, tomando  $k_{\tau sl} = 0$ .

### Comentarios

Se suponen condiciones de contorno rígidas cuando las alas y los rigidizadores transversales son rígidos (ver 35.9.3.3). Los paneles de alma son simplemente los paneles entre dos rigidizadores transversales adyacentes (por ejemplo  $a_1 \times h_w$  de la figura 35.5.2.1.b).

Para rigidizadores transversales no rígidos se tomará el valor mínimo de  $k_\tau$  resultante de:

- a) considerar dos paneles de alma adyacentes con un rigidizador transversal flexible
- b) considerar tres paneles de alma adyacentes con dos rigidizadores transversales flexibles

#### 35.5.2.2. Contribución de las alas

Cuando la resistencia del ala no está completamente utilizada para absorber el momento flector de cálculo ( $M_{Ed} < M_{f,Rd}$ ), se puede considerar una contribución  $\chi_f$  de las alas para la obtención de la resistencia de cálculo frente a la abolladura por cortante. Dicha contribución se obtendrá mediante la siguiente expresión:

$$\chi_f = \frac{b_f t_f^2 f_{yf} \sqrt{3}}{c \cdot t_w \cdot h_w \cdot f_{yw}} \left( 1 - \left( \frac{M_{Ed}}{M_{f,Rd}} \right)^2 \right)$$

donde

$b_f$  y  $t_f$  se toman para el ala que conduce a la resistencia más baja, siendo  $b_f$  no mayor que  $15\varepsilon t_f$  a cada lado del alma

$M_{f,Rd} = \frac{M_{f,Rk}}{\gamma_{M1}}$  es la resistencia de cálculo a flexión de la sección transversal considerando exclusivamente la sección eficaz de las alas

$$c = a \left( 0,25 + \frac{1,6b_f t_f^2 f_{yf}}{t_w h^2 f_{yw}} \right)$$

$c$  es la distancia de anclaje del campo diagonal de tracciones en el ala

$f_{yf}$  y  $f_{yw}$  son respectivamente el límite elástico del acero de las alas y del alma

Si el elemento se ve sometido a un esfuerzo axil de cálculo  $N_{Ed}$ , entonces el valor de  $M_{f,Rd}$  se reducirá multiplicándose éste por el factor:

$$\left( 1 - \frac{N_{Ed}}{(A_{f1} + A_{f2})(f_{yf} / \gamma_{M1})} \right)$$

donde  $A_{f1}$  y  $A_{f2}$  son las áreas de las alas.

### 35.6. Resistencia del alma a cargas concentradas transversales

Para almas rigidizadas o no rigidizadas de vigas laminadas o vigas armadas sometidas a cargas concentradas transversales aplicadas a través de un ala, el valor de cálculo de la fuerza transversal aplicada deberá satisfacer:

$$F_{Ed} \leq F_{Rd}$$

donde

$F_{Ed}$  es el valor de cálculo de la fuerza transversal aplicada

$F_{Rd} = \frac{f_{yw} \chi_F l_y t_w}{\gamma_{M1}}$  es el valor de la resistencia del alma frente a cargas transversales concentradas

siendo

$l_y$  la longitud efectiva de carga

$\chi_F$  el coeficiente de reducción de abolladura local

$t_w$  el espesor del alma

$f_{yw}$  el límite elástico del acero del alma

En cualquier caso debe asegurarse que las alas se mantienen en posición según la dirección lateral, ya sea por su propia rigidez o por la existencia de arriostramientos.

El coeficiente de reducción  $\chi_F$  por abolladura local se determina mediante la siguiente expresión

$$\chi_F = \frac{0,5}{\lambda_F} \leq 1,0$$

siendo

$$\bar{\lambda}_F = \sqrt{\frac{I_y t_w f_{yw}}{F_{cr}}}$$

$$F_{cr} = 0,9 \cdot k_F E \frac{t_w^3}{h_w} \quad \text{carga transversal crítica de abolladura local del alma}$$

Para almas sin rigidización longitudinal, el factor  $k_F$  se obtendrá a partir de los esquemas presentados en la figura 35.6.a. Dichos esquemas atienden a los tres modos considerados de introducción de las cargas:

- Fuerza  $F_S$  aplicada a través de un ala y resistida por esfuerzo cortante en el alma (ver figura 35.6.a(a))
- Fuerza  $F_S$  aplicada a través de un ala y transmitida a través del alma directamente a la otra ala (ver figura 35.6.a(b))
- Fuerza  $F_S$  aplicada a través de un ala próxima a un extremo no rigidizado (ver figura 35.6.a(c))

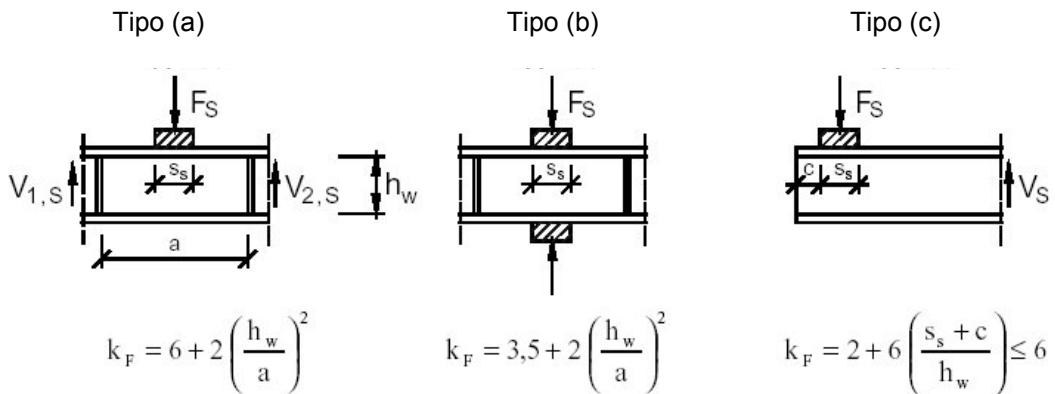


Figura 35.6.a. Coeficientes de abolladura para diferentes tipos de aplicación de la carga

Para secciones de vigas en cajón con almas inclinadas deberá llevarse a cabo el dimensionamiento y comprobación de ambos elementos, alma y ala, considerando las componentes de la carga transversal concentrada aplicada en el plano del alma y del ala.

La longitud efectiva de carga  $l_y$  depende del modo en como se aplique la carga y de la longitud del ala  $s_s$  sobre la cual se aplica directamente la misma, suponiendo un reparto a 45°. En cualquier caso  $s_s$  deberá ser inferior a  $h_w$  (ver figura 35.6.b).

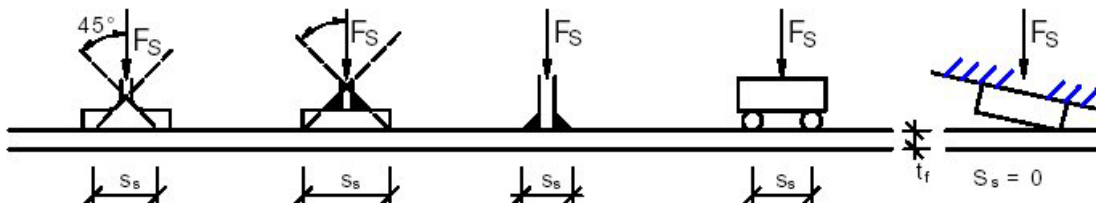


Figura 35.6.b. Longitud de ala sobre la cual se aplica la carga distribuida

La longitud  $l_y$  se calculará utilizando los parámetros adimensionales  $m_1$  y  $m_2$ :

$$m_1 = \frac{f_{yf} b_f}{f_{yw} t_w}$$

$$m_2 = 0,02 \left( \frac{h_w}{t_f} \right)^2 \quad \text{si } \bar{\lambda}_F > 0,5$$

$$m_2 = 0 \quad \text{si } \bar{\lambda}_F \leq 0,5$$

Para secciones en cajón, el valor de  $b_f$  se limitará a  $15 \cdot \varepsilon \cdot t_f$  a cada lado del alma.

Para los casos a) y b) de la figura 35.6.a, la longitud  $l_y$  se obtendrá como:

$$l_y = s_s + 2t_f(1 + \sqrt{m_1 + m_2}) \quad \text{siendo } l_y \text{ no mayor que la distancia entre rigidizadores transversales adyacentes.}$$

Para el caso c) de la figura 35.6.a, la longitud  $l_y$  se obtendrá como la menor de las obtenidas de las siguientes expresiones:

$$l_y = l_e + t_f \sqrt{\frac{m_1}{2} + \left( \frac{l_e}{t_f} \right)^2 + m_2}$$

$$l_y = l_e + t_f \sqrt{m_1 + m_2}$$

$$\text{con } l_e = \frac{k_F E t_w^2}{2 f_{yw} h_w} \leq s_s + c$$

$$l_y = s_s + 2t_f(1 + \sqrt{m_1 + m_2}) \quad \text{siendo } l_y \text{ no mayor que la distancia entre rigidizadores transversales adyacentes.}$$

### Comentarios

Para almas con rigidizadores longitudinales se recomienda la siguiente expresión para determinar  $k_F$

$$k_F = 6 + 2 \left[ \frac{h_w}{a} \right]^2 + \left[ 5,44 \frac{h_{w1}}{a} - 0,21 \right] \sqrt{\gamma_s}$$

donde  $h_{w1}$  es la profundidad del subpanel cargado que se toma como la distancia libre entre el ala cargada y el rigidizador longitudinal. En esta expresión  $\gamma_s$  es

$$\gamma_s = 10,9 \frac{I_{sl1}}{h_w t_w^3} \leq 13 \left[ \frac{a}{h_w} \right]^3 + 210 \left[ 0,3 - \frac{h_{w1}}{h_w} \right]$$

donde  $I_{sl1}$  es la inercia del rigidizador longitudinal más cercano al ala cargada, considerando la contribución de las partes del alma tal como se observa en la figura 35.5.2.1.b.

Esta expresión es sólo válida para  $0,05 \leq \frac{h_{w1}}{h_w} \leq 0,3$  y para el tipo (a) considerado de aplicación de carga (ver figura 35.6.a).

El procedimiento presentado en 35.6 conduce a un cálculo iterativo de  $F_{Rd}$ .

### 35.7. Interacción

#### 35.7.1. Cortante, flexión y esfuerzo axial

En aquellos casos en los que  $\frac{V_{w,Ed}}{V_{b,Rd}}$  sea menor o igual que 0,5 no será necesario reducir la resistencia de la sección a flexión y a esfuerzo axial para tener en cuenta el efecto del esfuerzo cortante.

Si por el contrario  $\frac{V_{w,Ed}}{V_{b,Rd}}$  es mayor que 0,5, la combinación de los efectos de flexión y esfuerzo axial, y de cortante, en el alma de una viga en I o en cajón deberá satisfacer la siguiente expresión

$$\left( \frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} \right) + \left[ \left( 1 - \frac{M_{f,Rd}}{M_{pl,Rd}} \right) \left( 2 \frac{V_{w,Ed}}{V_{b,Rd}} - 1 \right) \right]^2 \leq 1$$

donde

$M_{f,Rd}$  es la resistencia plástica de cálculo de la sección a flexión considerando exclusivamente la sección eficaz de las alas.

$M_{pl,Rd}$  es la resistencia plástica de cálculo de la sección a flexión (independientemente de la clase de sección)

Para llevar a cabo dicha verificación, el efecto combinado de la flexión y el esfuerzo axial  $\left( \frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} \right)$ , puede calcularse utilizando las características de la sección transversal bruta. Además deberá satisfacerse la expresión del apartado 35.5.2 y la siguiente expresión

$$\frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} \leq 1$$

La evaluación de los efectos de las acciones,  $N_{Ed}$  y  $M_{y,Ed}$ , deberá incluir los efectos de segundo orden cuando éstos sean relevantes.

La comprobación de la interacción deberá satisfacerse para todas aquellas secciones localizadas a una distancia inferior a  $h_w/2$ , contada a partir de la sección transversal de arranque del vano

La resistencia plástica de cálculo de la sección considerando exclusivamente las alas,  $M_{f,Rd}$ , debe obtenerse como el producto de  $f_y/\gamma_{M0}$  por el área reducida del ala,

tomando el valor más pequeño correspondiente a una de las alas, y por la distancia entre centros de gravedad de las alas.

En el caso de existencia de un axil  $N_{Ed}$ ,  $M_{pl,Rd}$  será la resistencia plástica de cálculo a flexión reducida debido a la existencia de esfuerzo axil,  $M_{N,Rd}$ , definida en 34.7.2.1, y el valor de  $M_{f,Rd}$  deberá reducirse de acuerdo con lo establecido en 35.5.2.2. En el caso de que el axil existente sea tal que provoque un estado de compresión en toda el alma, se adoptará  $M_{f,Rd}=0$ .

La verificación de la interacción en el ala de una sección en cajón se realizará tomando  $M_{f,Rd}=0$  y, como valor del cortante en el ala, aquel valor que provoca una tensión media  $\tau_{Ed}$  no menor que la mitad de la tensión tangencial máxima en el ala. Además, deberán verificarse los subpaneles teniendo en cuenta dicha tensión media de cortante en todo el subpanel y determinando  $\chi_w$  para su comprobación frente a la abolladura, de acuerdo con 35.5.2.1, considerando los rigidizadores longitudinales como rígidos.

### Comentarios

Para el caso de flexión esviada y esfuerzo axil, el efecto combinado de flexión y esfuerzo axil puede calcularse de acuerdo con la siguiente expresión

$$\left( \frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{z,Ed} + N_{Ed} e_{Nz}}{W_{ef,z} f_y / \gamma_{M0}} \right)$$

También deberá verificarse que esta expresión debe ser menor o igual que la unidad

La comprobación que hay que realizar en este apartado aplica también al caso de secciones de clase 1 y 2. En estos casos el efecto combinado de la flexión y el esfuerzo axil se determinará referido a la resistencia plástica de cálculo de la sección.

Las tensiones de compresión se tomarán positivas.

### 35.7.2. Cargas concentradas transversales, flexión y esfuerzo axil

Si el elemento estructural se encuentra sometido a una carga concentrada transversal actuando en el ala comprimida en combinación con flexión y esfuerzo axil, deberá verificarse la siguiente expresión para la interacción:

$$\frac{F_{Ed}}{\gamma_{M1} f_{yw} \chi_{Fy} t_w} + 0,8 \left( \frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} \right) \leq 1,4$$

Además deberá comprobarse la expresión del apartado 35.6, referente a la comprobación frente a cargas concentradas transversales, y la siguiente expresión, referente a la comprobación frente a flexión y esfuerzo axil de compresión:

$$\frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} e_{Ny}}{W_{ef,y} f_y / \gamma_{M0}} \leq 1$$

Si la carga concentrada actúa en el ala traccionada deberá comprobarse el apartado 35.6, así como la expresión recogida en el apartado 34.1.1.

### 35.8. Abolladura del alma inducida por el ala comprimida

Para prevenir la posibilidad de abolladura del alma por efecto de las tensiones transversales que transmite el ala comprimida por efecto de la propia deformación por flexión, la esbeltez del alma  $\frac{h_w}{t_w}$  deberá satisfacer la siguiente condición

$$\frac{h_w}{t_w} \leq k \frac{E}{f_{yf}} \sqrt{\frac{A_w}{A_{fc}}}$$

donde

$A_w$  es el área del alma

$A_{fc}$  es el área eficaz del ala comprimida

$f_{yf}$  es el límite elástico del acero del ala comprimida

El valor del coeficiente k se tomará:

- $k = 0,3$  cuando se utilice la capacidad de rotación plástica
- $k = 0,4$  cuando se utilice la resistencia plástica a flexión
- $k = 0,55$  cuando se utilice la resistencia elástica a flexión

En presencia de vigas curvas en alzado, con el ala comprimida en el lado cóncavo, la condición a cumplir será entonces:

$$\frac{h_w}{t_w} \leq \frac{k \frac{E}{f_{yf}} \sqrt{\frac{A_w}{A_{fc}}}}{\sqrt{1 + \frac{h_w E}{3 \cdot r \cdot f_{yf}}}}$$

siendo r el radio de curvatura del ala comprimida.

### 35.9. Rigidizadores

#### 35.9.1. Generalidades

En este apartado se dan criterios para el dimensionamiento de componentes de elementos de estructura de placa, como complemento a los criterios ya dados para la abolladura y para cargas concentradas (apartados 35.4, 35.5, 35.6 y 35.7).

Cuando se verifica la resistencia frente a pandeo, la sección transversal de un rigidizador puede obtenerse como el área bruta del rigidizador más una porción de placa de ancho igual a  $15\epsilon t$  a ambos lados del rigidizador, y siempre no mayor que el ancho disponible a cada lado, no considerando la superposición de las partes contribuyentes de la placa para rigidizadores adyacentes (ver figura 35.9.1)

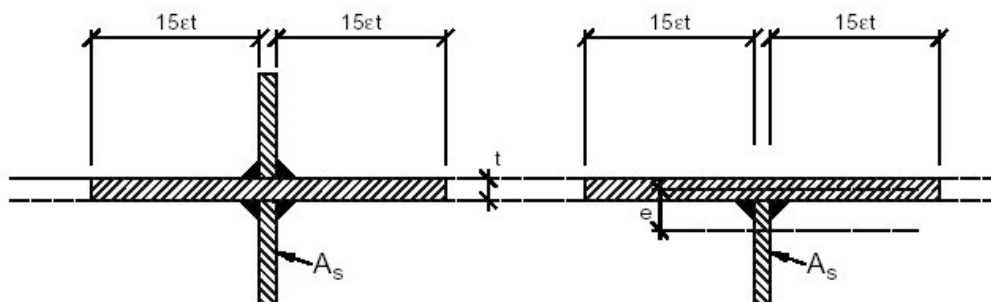


Figura 35.9.1. Sección transversal de un rigidizador

En general, el axil actuante en un rigidizador transversal se obtendrá en función del cortante y de cualquier carga concentrada aplicada en el mismo.

### 35.9.2. Tensiones longitudinales

Con el objetivo de conseguir un soporte rígido para una placa con o sin rigidizadores longitudinales, los rigidizadores transversales intermedios deberán verificar unas condiciones de mínima rigidez y mínima resistencia.

Asimismo, tanto los rigidizadores transversales como los longitudinales deberán satisfacer determinados requisitos para evitar el pandeo por torsión.

## Comentarios

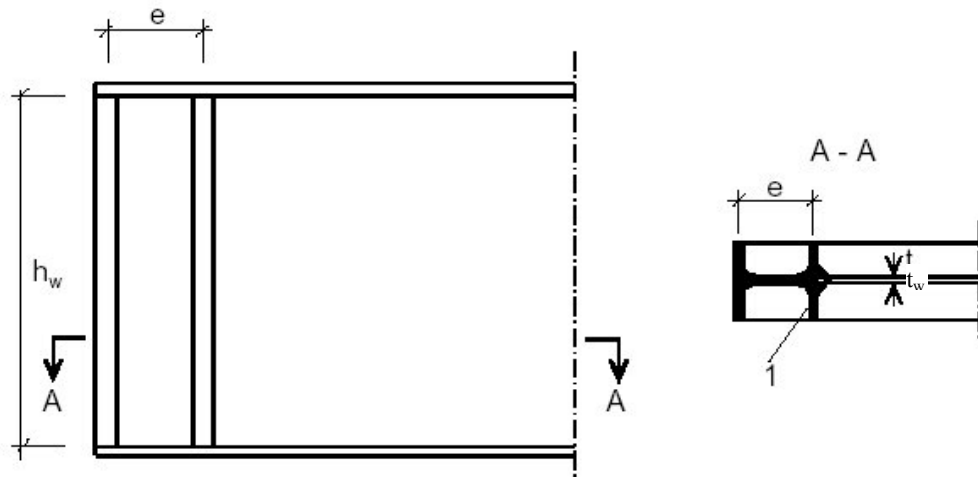
En el Anejo nº 5 se recogen las condiciones que deben verificar los rigidizadores transversales y longitudinales en el caso de elementos planos rigidizados longitudinalmente, cuando éstos se ven sometidos a tensiones directas longitudinales en la dirección de la directriz del elemento, así como detalles constructivos relativos a la rigidización

### 35.9.3. Cortante

#### 35.9.3.1. Panel extremo rígido

El panel extremo rígido (ver figura 35.5.2) deberá actuar como un rigidizador de apoyo resistiendo la reacción de los apoyos (ver 35.9.4), y como una viga corta resistiendo las tensiones longitudinales de membrana en el plano del alma.

Un panel extremo rígido puede estar compuesto por un rigidizador transversal doble a ambos lados del alma que forman las alas de una viga corta de longitud  $h_w$  (ver figura 35.5.2, caso b)). El panel de alma comprendido entre los rigidizadores constituye el alma de esta viga corta. De modo alternativo, el panel extremo rígido puede resolverse con la introducción de un perfil laminado, conectado con el extremo del panel de alma, tal como se muestra en la figura 35.9.3.1.



1. perfil insertado

Figura 35.9.3.1. Perfil laminado formando un panel extremo rígido

Cada uno de los rigidizadores transversales dobles compuestos por chapas deben tener un área transversal de, al menos,  $\frac{4h_w t_w^2}{e}$  donde  $e$  es la distancia entre centros de los rigidizadores, verificándose que  $e > 0,1 \cdot h_w$ .

En aquellos casos en los que el panel extremo rígido no se resuelva con rigidizadores planos, el rigidizador que se disponga deberá poseer un módulo resistente a flexión alrededor de un eje horizontal perpendicular al alma de, como mínimo,  $4 h_w t_w^2$ .

### 35.9.3.2. Rigidizadores actuando como extremos no rígidos

Un extremo no rígido puede materializarse mediante un único rigidizador doble, a ambos lados del alma, tal como se muestra en la figura 35.5.2, caso c). Éste puede actuar como un rigidizador de apoyo resistiendo la reacción (ver 35.9.4)

### 35.9.3.3. Rigidizadores transversales intermedios

Los rigidizadores intermedios que trabajan como soportes rígidos para los paneles interiores del alma deberán comprobarse por resistencia y rigidez. Los demás rigidizadores intermedios se consideran flexibles; su rigidez se tiene en cuenta en el cálculo de  $k_\tau$  (ver apartado 35.5.2.1).

La sección reducida de aquellos rigidizadores intermedios que trabajen como soportes rígidos para paneles de alma deberá tener una inercia mínima  $I_{st}$  tal que:

$$\text{si } a/h_w < \sqrt{2} \quad I_{st} \geq \frac{1,5h_w^3 t_w^3}{a^2}$$

$$\text{si } a/h_w \geq \sqrt{2} \quad I_{st} \geq 0,75h_w t_w^3$$

La resistencia de los rigidizadores transversales intermedios rígidos se comprobará para la aplicación de un esfuerzo axial de valor  $(V_{Ed} - \chi_w f_{yw} h_w t_w / (\sqrt{3} \gamma_{M1}))$ , de acuerdo con 35.9.4, donde  $\chi_w$  se calcula para el panel de alma comprendido entre rigidizadores

transversales adyacentes al rigidizador en cuestión, asumiendo que éste no existe. En caso de tener esfuerzo cortante variable, la comprobación se lleva a cabo para el esfuerzo cortante de cálculo obtenido a una distancia  $0,5h_w$  del extremo del panel sometido al mayor esfuerzo cortante.

#### 35.9.3.4. Rigidizadores longitudinales

La comprobación resistente frente a tensiones normales longitudinales de estos elementos deberá llevarse a cabo si estos rigidizadores han sido tenidos en cuenta para resistir tensiones normales longitudinales.

#### 35.9.3.5. Soldaduras

Las soldaduras ala-ala pueden ser dimensionadas para un flujo de cortante  $\frac{V_{Ed}}{h_w}$  siempre que el valor del esfuerzo cortante de cálculo verifique que  $V_{Ed} \leq \frac{\chi_w f_{yw} h_w t_w}{\sqrt{3}\gamma_{M1}}$ .

Para valores del esfuerzo cortante de cálculo superiores a este límite, la soldadura entre almas y alas deberá dimensionarse para un flujo de cortante  $\frac{\eta f_{yw} t_w}{\sqrt{3}\gamma_{M1}}$ , a no ser que se realice un estudio en detalle del estado tensional.

En todos los otros casos, las soldaduras deberán dimensionarse para transferir las pertinentes fuerzas entre las componentes a unir, teniendo en cuenta el método de análisis y los efectos de segundo orden.

#### 35.9.4. **Cargas transversales concentradas**

Si la resistencia de cálculo de un alma no rigidizada frente a cargas transversales concentradas resulta insuficiente, se deberá disponer rigidizadores transversales.

La resistencia a pandeo de un rigidizador transversal sometido a una carga transversal concentrada y a cortante (ver apartados 35.9.1 y 35.9.3.3) deberá determinarse según el apartado 35.3, empleando la curva c de pandeo y una longitud de pandeo no menor que  $0,75 h_w$ , cuando ambos extremos se encuentren coaccionados lateralmente. En los casos en que las condiciones de contorno ofrezcan una menor coacción lateral, deberá utilizarse un valor mayor de la longitud de pandeo. Si los rigidizadores tienen agujeros en su extremo cargado, la verificación de su resistencia se llevará a cabo considerando tales cortes.

En aquellos casos en los que se emplee un rigidizador a un solo lado del alma u otros rigidizadores no simétricos, la excentricidad resultante se tendrá en cuenta al aplicar lo establecido en el apartado 35.3, o al aplicar el método general para el cálculo a pandeo lateral torsional de elementos estructurales. Si se supone que los rigidizadores proporcionan arriostramiento lateral al ala comprimida, éstos deberán cumplir los criterios de resistencia y rigidez establecidos para el dimensionamiento frente a pandeo lateral torsional.