



CAPÍTULO IX

ESTADOS LÍMITE ÚLTIMOS

Artículo 33 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:

$E_{d,estab}$ Valor de cálculo de los efectos de las acciones estabilizadoras.

$E_{d,desestab}$ Valor de cálculo de los efectos de las acciones desestabilizadoras.

Artículo 34 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 20 y 21, 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 de la secciones 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 estas, se consideren las propiedades de la sección transversal reducida.

Para la 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:

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

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

τ_{Ed} Valor de cálculo de la tensión tangencial en el punto considerado.

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 esta. 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.

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 la porción avellanada del agujero.

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

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

- La deducción hecha para aquellos agujeros no dispuestos al tresbolillo 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 $s^2t / 4p$ para cada espacio entre agujeros (ver figura 34.1.2.2.a):

$$t \cdot \left(n \cdot d_0 - \sum \frac{s^2}{4 \cdot p} \right)$$

En esta expresión, s es la distancia entre centros de dos agujeros consecutivos medida paralelamente al eje del elemento, p es la distancia entre centros de los mismos agujeros medida perpendicularmente al eje del elemento, t es el espesor del elemento, d_0 es el diámetro del agujero y n es el número de agujeros extendidos en cualquier diagonal o línea de zig-zag a través del elemento o parte de él (ver figura 34.1.2.2.a).

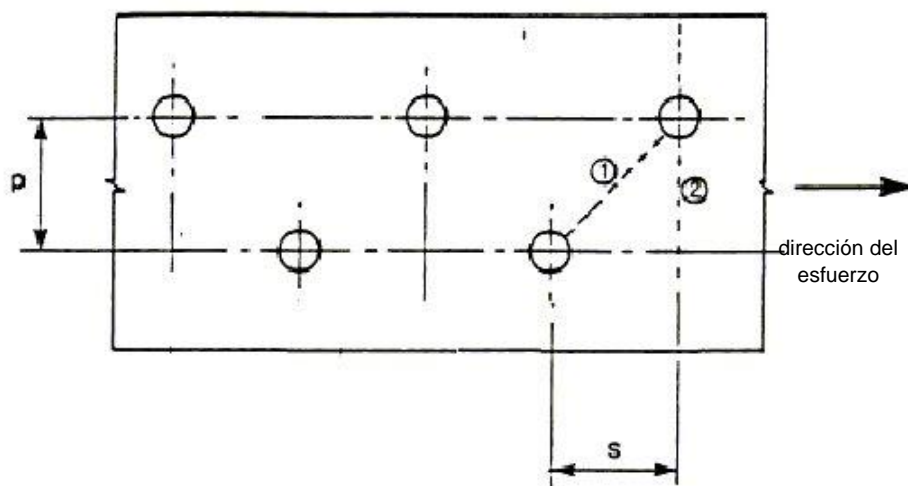


Figura 34.1.2.2.a. Agujeros dispuestos al tresbolillo

En angulares o en otros elementos con agujeros en más de un plano, la distancia p deberá medirse a lo largo de la línea media del elemento (ver figura 34.1.2.2.b).

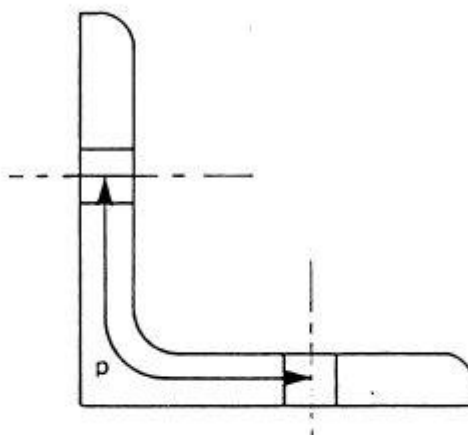


Figura 34.1.2.2.b. Perfiles angulares con agujeros en ambos planos

34.1.2.3. Características de la sección reducida en secciones con almas en clase 3 y alas en clase 1 ó 2

El cálculo de la sección reducida en secciones transversales con almas en clase 3 y alas en clase 1 ó 2 se obtendrá a partir de la determinación de un alma equivalente, de acuerdo con 20.3.

34.1.2.4. 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:

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

34.1.2.5. Efectos del arrastre por cortante

Se podrá despreciar la influencia del arrastre por cortante en las alas cuando se cumplan las condiciones recogidas en el apartado 21.1.

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

Para la 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:

$A_{c,ef}$ Área reducida del ala comprimida frente a abolladura (ver Artículo 20).

ψ_{ult} 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 ψ_{el} (ver 21.3 y 21.4), pero sustituyendo el parámetro β por β' .

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

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

34.2. Esfuerzo axial de tracción

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

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

donde:

N_{Ed} Valor de cálculo del esfuerzo axial.

$N_{t,Rd}$ 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 la comprobación de uniones de categoría C, dimensionadas para resistir a deslizamiento en estado límite último, la resistencia de cálculo a tracción $N_{t,Rd}$ no podrá superar 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 58.5.2.

34.3. Esfuerzo axial de compresión

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

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

siendo:

N_{Ed} Valor de cálculo del esfuerzo axial.

$N_{c,Rd}$ 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 la comprobación de la resistencia de las secciones 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 34.1.2.4 para determinar el momento adicional ΔM 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} Valor de cálculo del momento flector.

$M_{c,Rd}$ 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_{pl} es el módulo resistente plástico y $W_{el,min}$ 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 reducida 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 $6\varepsilon_y$, siendo ε_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 la comprobación de la resistencia de las secciones 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 recogidos 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} Valor de cálculo del esfuerzo cortante.

$V_{c,Rd}$ Resistencia de cálculo de la sección a cortante.

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

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

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:

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

- 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:

$$A - bt_f + (t_w + 2r) \frac{t_f}{2}$$



- 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 vigas armadas soldadas en T con carga paralela al alma:

$$t_w \left(h - \frac{t_f}{2} \right)$$

- Secciones de perfiles huecos rectangulares de espesor constante:

Carga paralela al canto h: $Ah/(b + h)$

Carga paralela al ancho b: $Ab/(b + h)$

- Secciones de perfiles huecos circulares y tubos de espesor constante:

$$2A/\pi$$

donde:

A Área de la sección transversal.

b Ancho total de la sección.

h Canto total de la sección.

h_w Altura del alma.

r Radio de acuerdo.

t_f Espesor del ala.

t_w Espesor del alma.

η 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 la 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 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:

- τ_{Ed} Tensión tangencial de cálculo en el punto considerado.
- V_{Ed} Valor de cálculo del esfuerzo cortante.
- S Momento estático del área de la sección transversal por encima del punto considerado.
- I Momento de inercia de la sección transversal.
- t 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 de cálculo τ_{Ed} en el alma puede obtenerse mediante la siguiente expresión:

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

siendo:

A_f Área de un ala.

A_w Área del alma $A_w = h_w t_w$

Además, deberá ser comprobada 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 la 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} Valor de cálculo del esfuerzo momento torsor.

$T_{c,Rd}$ 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:

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

$T_{w,Ed}$ 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 la 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) y $\sigma_{w,Ed}$ es la tensión normal máxima de cálculo debida a la torsión de alabeo.

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:

$$\sigma_{w,Ed} = \frac{B_{Ed}\omega}{I_w}$$

donde ω es la coordenada sectorial normalizada e I_w 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 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} Valor de cálculo del esfuerzo cortante.

$V_{pl,T,Rd}$ 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:

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

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 sollicitaciones de flexión y cortante, la comprobación frente a este efecto se llevará a cabo



considerando su interacción, traduciéndose ello en una 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 de la resistencia de cálculo de la sección a flexión, 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 la determinación 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 secciones sometidas 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 la determinación 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 sollicitaciones de flexión y esfuerzo axial, la comprobación frente a este efecto se llevará a cabo de acuerdo con los criterios establecidos en función del tipo de sección transversal, en los apartados que siguen.



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

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. 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 reducida $M_{N,Rd}$ 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 doblemente simétricas, 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 modo similar, para secciones en I y en H doblemente simétricas, deberá llevarse a cabo la reducción por efecto del esfuerzo axial sobre el momento plástico resistente alrededor del eje z-z, 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:

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

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

Alrededor del eje débil z-z:



Para $n \leq a$: $M_{N,z,Rd} = M_{c,z,Rd}$

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

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

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 reducida a flexión alrededor de ambos ejes:

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

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

donde:

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

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

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

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

Para el caso de secciones huecas circulares, podrá aplicarse la siguiente expresión aproximada para la obtención de la resistencia plástica a flexión reducida:

$$M_{N,y,Rd} = M_{N,z,Rd} = M_{c,Rd} (1 - n^{1,7})$$

donde:

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

Para el caso de flexión esviada y esfuerzo axil, podrá utilizarse el siguiente criterio aproximado para la 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 α y β 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 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 flexor y esfuerzo axial, 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 flexor y al esfuerzo axial, teniendo en cuenta los agujeros para los tornillos cuando ello sea pertinente, tal como se especifica en 34.2, 34.3 y 34.4.

Para la 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 Área de la sección transversal.

W_{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 axial, 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 axial, teniendo en cuenta los agujeros para los tornillos cuando ello sea pertinente, tal como se especifica en 34.2, 34.3 y 34.4.

Para la 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} Área reducida de la sección cuando esta se ve sometida a compresión uniforme.
- W_{ef} Módulo resistente de la sección reducida cuando la sección transversal se ve sometida a flexión alrededor del eje en cuestión.
- e_N 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.

34.7.3. Flexión, cortante y esfuerzo axial

En aquellos casos en que la sección se vea sometida al efecto combinado de sollicitaciones de flexión, cortante y esfuerzo axial, la 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), donde:

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

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

Artículo 35 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} Valor de cálculo del esfuerzo axial de compresión.

$N_{b,Rd}$ Resistencia de cálculo a pandeo del elemento comprimido.

Para elementos con sección transversal no simétrica de clase 4, deberá considerarse un momento adicional ΔM_{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 axial-momento flector en la 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:

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

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

donde χ 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 axial, la comprobación relativa 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 22 y 24 del Capítulo V. Para elementos comprimidos de inercia variable o con esfuerzo axial no uniforme, con determinadas condiciones de vinculación, puede aplicarse lo recogido en los apartados 70.2, 70.3 y 70.4 del Capítulo XV.

35.1.2. Curvas de pandeo



Para elementos con sección transversal constante sometidos a un esfuerzo axial de compresión de valor constante, el valor de χ para la esbeltez adimensional $\bar{\lambda}$ se determinará conforme a:

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

siendo:

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

α Coeficiente de imperfección.

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

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

N_{cr} Esfuerzo axial crítico elástico para el modo de pandeo considerado, obtenido con las características de la sección transversal bruta.

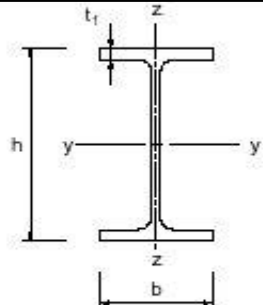
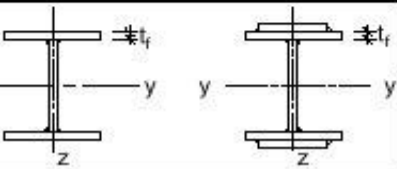
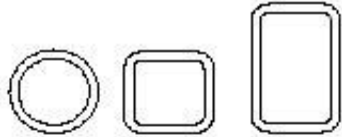
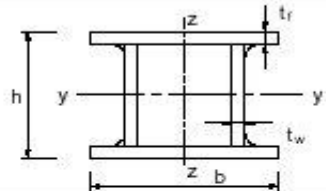
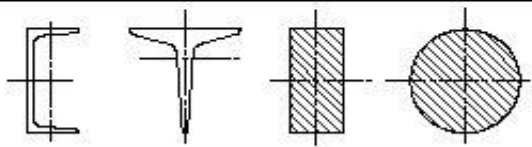
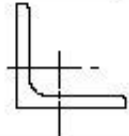
El valor del coeficiente de imperfección α para cada una de las curvas de pandeo se obtendrá de la tabla 35.1.2.a.

Tabla 35.1.2.a. Valores del coeficiente de imperfección

Curva de pandeo	a_0	a	b	c	d
Coeficiente de imperfección α	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 	$h/b > 1,2$	$t_f \leq 40 \text{ mm}$ $40 \text{ mm} < t_f \leq 100$	y-y z-z	a a ₀	
			b c	a a	
	$h/b \leq 1,2$	$t_f \leq 100 \text{ mm}$ $t_f > 100 \text{ mm}$	y-y z-z	b c	a a
			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 ₀	
	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 		cualquiera	c	c	
Secciones de perfiles angulares 		cualquiera	b	b	

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

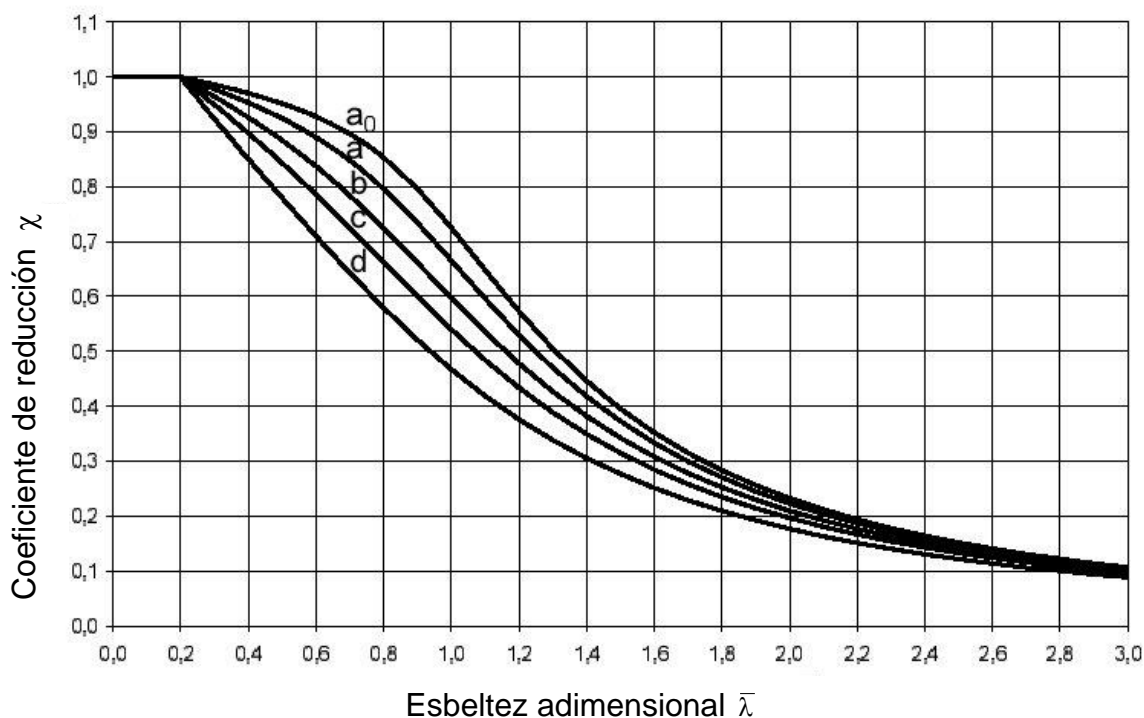


Figura 35.1.2. Curvas de pandeo

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

35.1.3. Esbeltez para pandeo por flexión

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

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

$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{A_{ef}f_y}{N_{cr}}} = \frac{L_{cr}}{i} \sqrt{\frac{A_{ef}}{A}} \frac{1}{\lambda_E} \quad \text{para secciones de clase 4.}$$

donde:

L_{cr} 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 del elemento frente a pandeo, deberá elegirse la curva de pandeo apropiada de acuerdo con la tabla 35.1.2.b.

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 la comprobación frente a pandeo por torsión y pandeo por torsión y flexión viene dada por:

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

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

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 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.b, considerando la curva relativa al eje z-z.

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} Valor de cálculo del momento flector.



$M_{b,Rd}$ Resistencia de cálculo a flexión frente a pandeo lateral.

En elementos con ciertos tipos de sección transversal tales como las de los perfiles huecos de sección circular o cuadrada, o secciones en cajón, podrá omitirse la 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:

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

siendo:

W_y Módulo resistente de la sección:

$$W_y = W_{pl,y} \quad \text{para secciones de clase 1 y 2.}$$

$$W_y = W_{el,y} \quad \text{para secciones de clase 3.}$$

$$W_y = W_{ef,y} \quad \text{para secciones de clase 4.}$$

χ_{LT} 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 24.

35.2.2. Curvas de pandeo lateral. Caso general

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

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

donde:

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

α_{LT} Coeficiente de imperfección



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

M_{cr} 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 α_{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 α_{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 doble T	$h / b \leq 2$	a
	$h / b > 2$	b
Secciones soldadas en doble T	$h / b \leq 2$	c
	$h / b > 2$	d
Otras secciones	-	d

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

35.2.2.1. Curvas de pandeo lateral para perfiles laminados o secciones soldadas equivalentes

Para perfiles laminados o secciones soldadas equivalentes sometidos a flexión, el valor del coeficiente reductor χ_{LT} para la correspondiente esbeltez adimensional $\bar{\lambda}_{LT}$ puede determinarse conforme a:

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

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

Para este tipo de secciones, para la determinación de χ_{LT} pueden adoptarse como valores de $\bar{\lambda}_{LT,0}$ y de β los valores de 0,4 (valor máximo) y 0,75 (valor mínimo) respectivamente. La elección de la curva de pandeo para cada sección transversal se obtendrá entonces de la tabla 35.2.2.1.a.

Tabla 35.2.2.1.a. Elección de la curva de pandeo lateral para estas secciones considerando la expresión anterior para la determinación del coeficiente χ_{LT}

Sección transversal	Límites	Curva de pandeo
Secciones de perfiles laminados en doble T	$h / b \leq 2$	b
	$h / b > 2$	c
Secciones soldadas en doble T	$h / b \leq 2$	c
	$h / b > 2$	d

Adoptando los valores de $\bar{\lambda}_{LT,0}$ y de β mencionados en el párrafo anterior, se tiene que para esbelteces $\bar{\lambda}_{LT} \leq 0,4$ o para relaciones $\frac{M_{Ed}}{M_{cr}} \leq 0,16$ podrá omitirse la comprobación frente a pandeo lateral, teniéndose que llevar a cabo únicamente la comprobación resistente de la sección transversal.

Asimismo, para considerar la distribución de momentos flectores existente entre los puntos de arriostramiento lateral del elemento en la comprobación frente a pandeo lateral, el coeficiente χ_{LT} obtenido con la expresión anterior puede modificarse conforme a la siguiente expresión:









$$\chi_{LT,mod} = \frac{\chi_{LT}}{f} \quad \text{siendo } \chi_{LT,mod} \leq 1,0 \quad \text{y} \quad \chi_{LT,mod} \leq \frac{1}{\bar{\lambda}_{LT}}$$

El valor mínimo de f se determina mediante la siguiente expresión:

$$f = 1,0 - 0,5(1 - k_c) \left[1,0 - 2,0(\bar{\lambda}_{LT} - 0,8)^2 \right] \quad \text{siendo } f \leq 1,0$$

siendo k_c un factor de corrección que depende de la distribución de momentos flectores y que se obtiene de la tabla 35.2.2.1.b.

Tabla 35.2.2.1.b. Factor de corrección k_c

Distribución de momentos	k_c
 $\psi = 1$	1,0
 $-1 \leq \psi \leq 1$	$\frac{1}{1,33 - 0,33\psi}$
  	0,94 0,90 0,91
  	0,86 0,77 0,82

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

Los elementos con arriostramiento lateral puntual discreto 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 resultante $\bar{\lambda}_f$ 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

$\bar{\lambda}_f$ Esbeltez adimensional del ala comprimida equivalente entre puntos de arriostramiento.

$M_{y,Ed}$ 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 apropiado de la sección con respecto al ala comprimida.

k_c Factor de corrección de la esbeltez que considera la distribución de momentos flectores existente entre puntos de arriostramiento (ver tabla 35.2.2.1.b).

$i_{f,z}$ Radio de giro del ala comprimida equivalente con respecto al eje débil de la sección transversal, constituida aquélla por la propia ala comprimida más la tercera parte del área de la parte comprimida del alma.

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

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

$A_{ef,f}$ Área reducida del ala comprimida.

$A_{ef,w,c}$ Área reducida de la parte comprimida del alma.

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

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

$\bar{\lambda}_{c0}$ Esbeltez límite del ala comprimida equivalente. Se recomienda un valor para esta esbeltez de $\bar{\lambda}_{c0} = \bar{\lambda}_{LT,0} + 0,1 = 0,5$.

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:



χ Coeficiente de reducción del ala comprimida equivalente determinado con $\bar{\lambda}_f$.

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

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

- Curva d para secciones soldadas en las que se cumpla que $\frac{h}{t_f} \leq 44\epsilon$ siendo h 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 22, 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 distinguirá 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.

La 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:



$N_{Ed}, M_{y,Ed}, M_{z,Ed}$ 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.

$\Delta M_{y,Ed}, \Delta M_{z,Ed}$ 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).

χ_y, χ_z Coeficientes de reducción para pandeo por flexión (ver 35.1.2).

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

$k_{yy}, k_{yz}, k_{zy}, k_{zz}$ Coeficientes de interacción, que se obtendrán mediante dos métodos alternativos: Método 1 (tablas 35.3.b (a) y 35.3.b (b)). Método 2 (tablas 35.3.c (a), 35.3.c (b) y 35.3.c (c)).

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 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 (a). Método 1. Coeficientes de interacción k_{ij}

Coeficiente de interacción	Supuesto de diseño	
	Propiedades elásticas secciones clase 3 o 4	Propiedades plásticas secciones clase 1 o 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}	$C_{mz} \frac{\mu_z}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}$	$C_{mz} \frac{\mu_z}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}} C_{zz}$
Términos auxiliares		
$\mu_y = \frac{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}}{1 - \chi_y \frac{N_{Ed}}{N_{cr,y}}}$ $\mu_z = \frac{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}{1 - \chi_z \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}}$ $w_y = \frac{W_{pl,y}}{W_{el,y}} \leq 1,5$ $w_z = \frac{W_{pl,z}}{W_{el,z}} \leq 1,5$ $n_{pl} = \frac{N_{Ed}}{N_{Rk} / \gamma_{M0}}$ $a_{LT} = 1 - \frac{l_t}{l_y} \geq 0$	$C_{yy} = 1 + (w_y - 1) \left[\left(2 - \frac{1,6}{w_y} C_{my}^2 \bar{\lambda}_{\max} - \frac{1,6}{w_y} C_{my}^2 \bar{\lambda}_{\max}^2 \right) n_{pl} - b_{LT} \right] \geq \frac{W_{el,y}}{W_{pl,y}}$ <p>con $b_{LT} = 0,5 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0^2}{\chi_{LT} M_{pl,y,Rd}} \frac{M_{y,Ed}}{M_{pl,z,Rd}}$</p> $C_{yz} = 1 + (w_z - 1) \left[\left(2 - \frac{14}{w_z^5} C_{mz}^2 \bar{\lambda}_{\max}^2 \right) n_{pl} - c_{LT} \right] \geq 0,6 \sqrt{\frac{w_z}{w_y}} \frac{W_{el,z}}{W_{pl,z}}$ <p>con $c_{LT} = 10 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0^2}{5 + \bar{\lambda}_z^4} \frac{M_{y,Ed}}{C_{my} \chi_{LT} M_{pl,y,Rd}}$</p> $C_{zy} = 1 + (w_y - 1) \left[\left(2 - \frac{14}{w_y^5} C_{my}^2 \bar{\lambda}_{\max}^2 \right) n_{pl} - d_{LT} \right] \geq 0,6 \sqrt{\frac{w_y}{w_z}} \frac{W_{el,y}}{W_{pl,y}}$ <p>con $d_{LT} = 2 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0}{0,1 + \bar{\lambda}_z^4} \frac{M_{y,Ed}}{C_{my} \chi_{LT} M_{pl,y,Rd}} \frac{M_{z,Ed}}{C_{mz} M_{pl,z,Rd}}$</p> $C_{zz} = 1 + (w_z - 1) \left[\left(2 - \frac{1,6}{w_z} C_{mz}^2 \bar{\lambda}_{\max} - \frac{1,6}{w_z} C_{mz}^2 \bar{\lambda}_{\max}^2 - e_{LT} \right) n_{pl} \right] \geq \frac{W_{el,z}}{W_{pl,z}}$ <p>con $e_{LT} = 1,7 a_{LT} \frac{\bar{\lambda}_0}{0,1 + \bar{\lambda}_z^4} \frac{M_{y,Ed}}{C_{my} \chi_{LT} M_{pl,y,Rd}}$</p>	
$\bar{\lambda}_{\max} = \max(\bar{\lambda}_y, \bar{\lambda}_z).$ <p>$\bar{\lambda}_0$ = Esbeltez adimensional de pandeo lateral cuando actúa un momento uniforme, es decir, cuando $\psi_y = 1,0$ en la tabla 35.3.b (b).</p> <p>$\bar{\lambda}_{LT}$ = Esbeltez adimensional de pandeo lateral.</p> <p>Para $\bar{\lambda}_0 \leq 0,2 \sqrt{C_1} \sqrt[4]{\left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}\right) \left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,T}}\right)}$</p> $C_{my} = C_{my,0}$ $C_{mz} = C_{mz,0}$ $C_{mLT} = 1,0$ <p>Para $\bar{\lambda}_0 > 0,2 \sqrt{C_1} \sqrt[4]{\left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}\right) \left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,T}}\right)}$</p> $C_{my} = C_{my,0} + (1 - C_{my,0}) \frac{\sqrt{\varepsilon_y} a_{LT}}{1 + \sqrt{\varepsilon_y} a_{LT}}$ $C_{mz} = C_{mz,0}$		

$$C_{mLT} = C_{my}^2 \frac{a_{LT}}{\sqrt{\left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,z}}\right) \left(1 - \frac{N_{Ed}}{N_{cr,T}}\right)}} \geq 1$$

$C_{mi,0}$ ver tabla 35.3.b (b).

$$\varepsilon_y = \frac{M_{y,Ed}}{N_{Ed}} \frac{A}{W_{el,y}} \text{ para secciones de clase 1, 2 y 3.}$$

$$\varepsilon_y = \frac{M_{y,Ed}}{N_{Ed}} \frac{A_{ef}}{W_{ef,y}} \text{ para secciones de clase 4.}$$

$N_{cr,y}$ Esfuerzo axial crítico elástico por pandeo por flexión alrededor del eje y-y.

$N_{cr,z}$ Esfuerzo axial crítico elástico por pandeo por flexión alrededor del eje z-z.

$N_{cr,T}$ Esfuerzo axial crítico elástico por pandeo por torsión.

I_t Módulo de torsión uniforme.

I_y Inercia a flexión alrededor del eje y-y.

C_1 De manera aproximada, C_1 puede obtenerse de la siguiente expresión: $C_1 = \frac{1}{(k_c)^2}$

Tabla 35.3.b (b). Método 1. Factores $C_{mi,0}$ para la obtención del momento equivalente uniforme

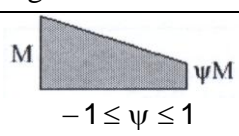
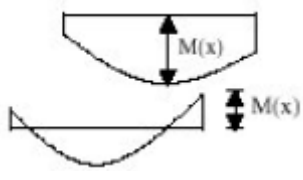


Diagrama de momento	$C_{mi,0}$
	$C_{mi,0} = 0,79 + 0,21\psi_i + 0,36(\psi_i - 0,33) \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$
	$C_{mi,0} = 1 + \left(\frac{\pi^2 \cdot EI_i \cdot \delta_x }{L^2 M_{i,Ed}(x) } - 1 \right) \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$ <p>$M_{i,Ed}(x)$ es el máximo momento $M_{y,Ed}$ o $M_{z,Ed}$ de acuerdo con un análisis en primer orden δ_x es la máxima flecha a lo largo de la pieza</p>
	$C_{mi,0} = 1 - 0,18 \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$
	$C_{mi,0} = 1 + 0,03 \frac{N_{Ed}}{N_{cr,i}}$



Tabla 35.3.c (a). Método 2. Coeficientes de interacción k_{ij} para elementos no susceptibles a deformaciones por torsión


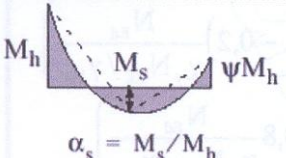
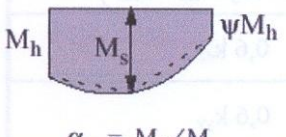
Coeficiente de interacción	Tipo de sección	Supuesto de diseño	
		Propiedades elásticas secciones clase 3 ó 4	Propiedades plásticas secciones clase 1 ó 2
k_{yy}	En doble T (I)	$C_{my} \left(1 + 0,6 \cdot \bar{\lambda}_y \frac{N_{Ed}}{\chi_y N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$	$C_{my} \left(1 + (\bar{\lambda}_y - 0,2) \frac{N_{Ed}}{\chi_y N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$
	Huecas rectangulares (SHR)	$\leq C_{my} \left(1 + 0,6 \frac{N_{Ed}}{\chi_y N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$	$\leq C_{my} \left(1 + 0,8 \frac{N_{Ed}}{\chi_y N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$
k_{yz}	I SHR	k_{zz}	$0,6 \cdot k_{zz}$
k_{zy}	I SHR	$0,8 \cdot k_{yy}$	$0,6 \cdot k_{yy}$
k_{zz}	I	$C_{mz} \left(1 + 0,6 \cdot \bar{\lambda}_z \frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$	$C_{mz} \left(1 + (2\bar{\lambda}_z - 0,6) \frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$
	SHR	$\leq C_{mz} \left(1 + 0,6 \frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$	$\leq C_{mz} \left(1 + 1,4 \frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$ $C_{mz} \left(1 + (\bar{\lambda}_z - 0,2) \frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$ $\leq C_{mz} \left(1 + 0,8 \frac{N_{Ed}}{\chi_z N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right)$

Nota: Para secciones en doble T (perfiles I o H) y para secciones huecas rectangulares sometidas a axil y a flexión uniaxial $M_{y,Ed}$ el coeficiente k_{zy} puede tomarse igual a cero.

Tabla 35.3.c (b). Método 2. Coeficientes de interacción k_{ij} para elementos susceptibles a deformaciones por torsión

Coeficiente de interacción	Supuesto de diseño	
	Propiedades elásticas secciones clase 3 ó 4	Propiedades plásticas secciones clase 1 ó 2
k_{yy}	se adopta el valor de la tabla 35.3.c (a)	se adopta el valor de la tabla 35.3.c (a)
k_{yz}	se adopta el valor de la tabla 35.3.c (a)	se adopta el valor de la tabla 35.3.c (a)
k_{zy}	$\left[1 - \frac{0,05 \cdot \bar{\lambda}_z \cdot N_{Ed}}{(C_{mLT} - 0,25) \chi_z \cdot N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right]$ $\geq \left[1 - \frac{0,05 \cdot N_{Ed}}{(C_{mLT} - 0,25) \chi_z \cdot N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right]$	$\left[1 - \frac{0,1 \cdot \bar{\lambda}_z \cdot N_{Ed}}{(C_{mLT} - 0,25) \chi_z \cdot N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right]$ $\geq \left[1 - \frac{0,1 \cdot N_{Ed}}{(C_{mLT} - 0,25) \chi_z \cdot N_{Rk} / \gamma_{M1}} \right]$ <p>Para $\bar{\lambda}_z < 0,4$: $k_{zy} = 0,6 + \bar{\lambda}_z \leq$ $1 - \frac{0,1 \cdot \bar{\lambda}_z \cdot N_{Ed}}{(C_{mLT} - 0,25) \chi_z \cdot N_{Rk} / \gamma_{M1}}$</p>
k_{zz}	se adopta el valor de la tabla 35.3.c (a)	se adopta el valor de la tabla 35.3.c (a)

Tabla 35.3.c (c). Método 2. Factores C_{mi} para la obtención del momento equivalente uniforme

Diagrama de momento	Rango		C_{my} y C_{mz} y C_{mLT}	
			Carga uniforme	Carga concentrada
	$-1 \leq \psi \leq 1$		$0,6 + 0,4 \cdot \psi \geq 0,4$	
 $\alpha_s = M_s / M_h$	$0 \leq \alpha_s \leq 1$	$-1 \leq \psi \leq 1$	$0,2 + 0,8 \cdot \alpha_s \geq 0,4$	$0,2 + 0,8 \cdot \alpha_s \geq 0,4$
	$-1 \leq \alpha_s < 0$	$0 \leq \psi \leq 1$	$0,1 - 0,8 \cdot \alpha_s \geq 0,4$	$-0,8 \alpha_s \geq 0,4$
$-1 \leq \psi < 0$		$0,1(1 - \psi) - 0,8 \cdot \alpha_s \geq 0,4$	$0,2 \cdot (-\psi) - 0,8 \cdot \alpha_s \geq 0,4$	
 $\alpha_h = M_h / M_s$	$0 \leq \alpha_h \leq 1$	$-1 \leq \psi \leq 1$	$0,95 + 0,05 \cdot \alpha_h$	$0,90 + 0,1 \cdot \alpha_h$
	$-1 \leq \alpha_h < 0$	$0 \leq \psi \leq 1$	$0,95 + 0,05 \cdot \alpha_h$	$0,90 + 0,1 \cdot \alpha_h$
		$-1 \leq \psi < 0$	$0,95 + 0,05 \cdot \alpha_h \cdot (1 + 2\psi)$	$0,90 + 0,1 \cdot \alpha_h \cdot (1 + 2\psi)$

Notas: - Utilizando el método 2, para elementos con modo de pandeo traslacional se adoptará: $C_{my} = 0,9$ ó $C_{mz} = 0,9$.

- Utilizando el método 2, C_{my} , C_{mz} y C_{mLT} deberían obtenerse de acuerdo con el diagrama de momentos flectores existente entre los correspondientes puntos de arriostramiento:



Factor de momento equivalente	Eje de flexión	Puntos arriostrados en la dirección
C_{my}	y-y	z-z
C_{mz}	z-z	y-y
C_{mLT}	y-y	y-y

Con el objetivo de conseguir una mayor simplicidad, las comprobaciones anteriores siempre pueden realizarse en el rango elástico, empleando cualquiera de los dos métodos alternativos presentados.

Además, para cualquier sección transversal del elemento analizado sometido a flexión y compresión deberán comprobarse los criterios de resistencia establecidos en el Artículo 34.

Para aquellas situaciones de comprobación 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 24.

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 adecuado, 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.

35.5. Abolladura del alma a cortante

35.5.1. Generalidades

En este apartado se consideran los efectos de abolladura de paneles ocasionados por las tensiones tangenciales, que cumplan 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 de sección constante.

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

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

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

donde:

h_w Altura del panel de alma (distancia interior entre alas) (ver figura 35.5.2).

t_w Espesor de alma.

k_τ Coeficiente de abolladura por cortante (ver 35.5.2.1).

η Coeficiente que permite considerar la resistencia adicional que ofrece en régimen plástico el endurecimiento por deformación del material.

Para paneles de almas no rigidizadas con esbeltez $\frac{h_w}{t_w} > \frac{72}{\eta} \varepsilon$ y para paneles de 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.

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:

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

donde:

V_{Ed} Valor de cálculo del esfuerzo cortante incluyendo el cortante inducido por torsión.

$V_{b,Rd}$ Resistencia de cálculo frente a abolladura del alma.

$$V_{b,Rd} = V_{bw,Rd} + V_{bf,Rd} \leq \frac{\eta \cdot (f_{yw} / \sqrt{3}) \cdot h_w t_w}{\gamma_{M1}}$$

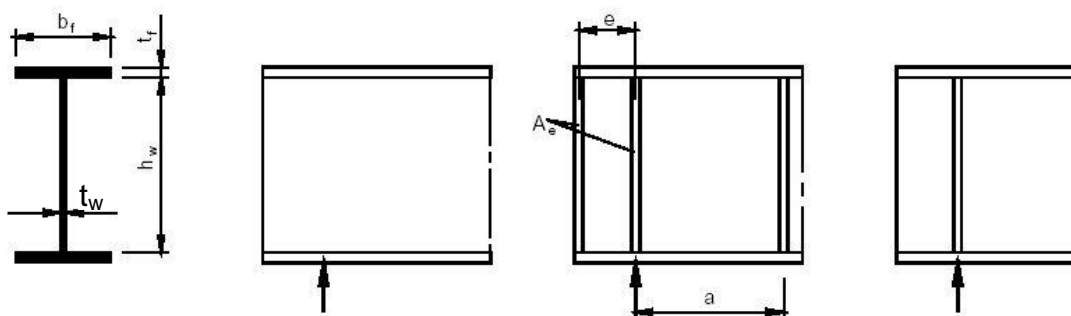
donde h_w , t_w y η tienen el significado expuesto anteriormente.

El término $V_{bw,Rd}$ (ver 35.5.2.1) representa la contribución del alma y viene dado por:

$$V_{bw,Rd} = \frac{\chi_w \cdot (f_{yw} / \sqrt{3}) \cdot h_w t_w}{\gamma_{M1}}$$

El término $V_{bf,Rd}$ (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.



Notación sección transversal

a) Panel sin rigidizador extremo

b) Panel extremo rígido

c) Panel extremo no rígido

Figura 35.5.2. Criterio de clasificación del extremo del panel

Las condiciones de panel rígido son aplicables al caso de paneles en apoyos intermedios en vigas continuas.

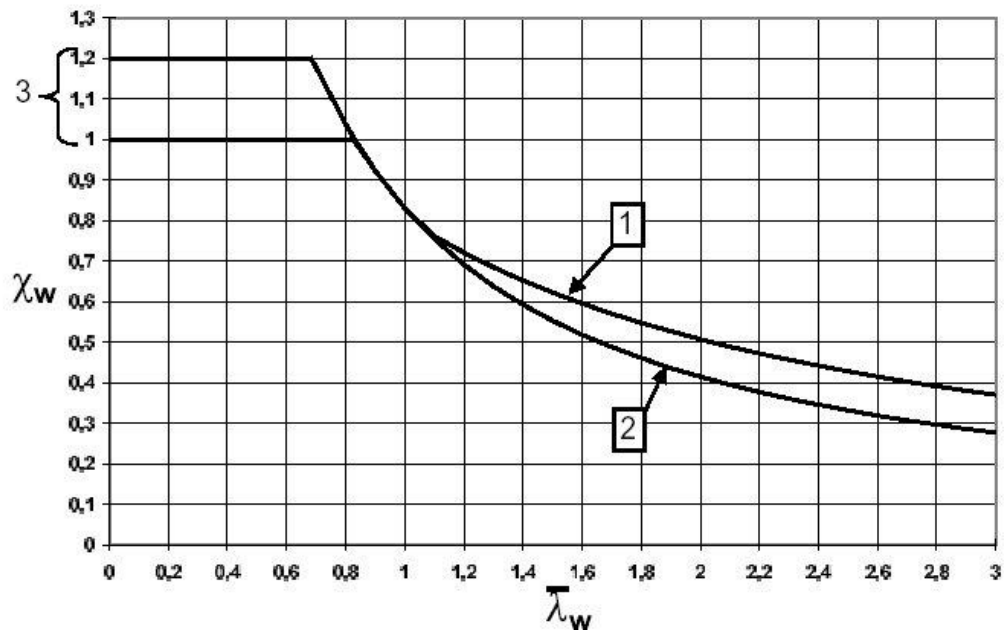
35.5.2.1. Contribución del alma

Para almas con rigidizadores transversales únicamente en secciones de apoyo y para almas con rigidizadores transversales intermedios o rigidizadores longitudinales, o ambos, el coeficiente χ_w para la contribución del alma a la resistencia frente a abolladura por cortante 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. Coeficiente χ_w para la contribución del alma frente a abolladura por cortante

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

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



1 Panel extremo rígido 2 Panel extremo no rígido 3 Rango de η

Figura 35.5.2.1.a. Coeficiente χ_w para la contribución del alma frente 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:

τ_{cr} Tensión tangencial crítica de abolladura que se obtiene de la siguiente expresión:

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

siendo:

σ_E Tensión crítica de Euler:

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

k_τ 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:
$$\frac{2,1}{t_w} \sqrt[3]{\frac{I_{sl}}{h_w}}$$

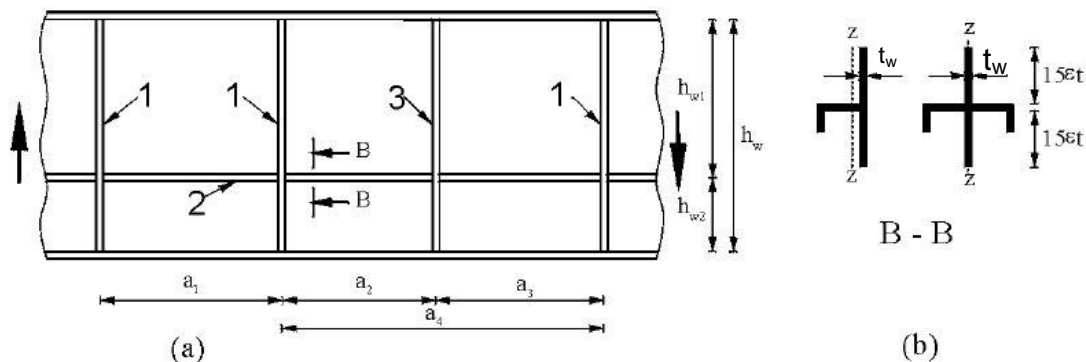
donde:

a Distancia entre rigidizadores transversales (ver figura 35.5.2.1.b(a)).

I_{sl} Momento de inercia de la rigidización longitudinal con respecto al eje z-z (ver figura 35.5.2.1.b(b)). Para paneles de alma con rigidizadores longitudinales, no necesariamente equiespaciados, I_{sl} es la suma de rigideces de los rigidizadores individuales.

Para paneles de alma con uno o dos rigidizadores longitudinales, si la relación de aspecto cumple que $\alpha = a/h_w \geq 3$, el coeficiente de abolladura de chapa por cortante k_{τ} 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_{τ} 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_τ 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 con el menor coeficiente k_τ .

Para paneles 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 $k_{\tau sl} = 0$.

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 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:

$$V_{bf,Rd} = \frac{b_f t_f^2 f_{yf}}{c \cdot \gamma_{M1}} \left(1 - \left(\frac{M_{Ed}}{M_{f,Rd}} \right)^2 \right)$$

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.



$$M_{f,Rd} = \frac{M_{f,Rk}}{\gamma_{M0}}$$

Resistencia de cálculo a flexión de la sección transversal considerando exclusivamente la sección reducida de las alas.

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

Distancia de anclaje del campo diagonal de tracciones en el ala.

f_{yf} y f_{yw} Límite elástico del acero de las alas y del alma, respectivamente.

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

$$\left(1 - \frac{N_{Ed}}{(A_{f1} + A_{f2})(f_{yf} / \gamma_{M0})} \right)$$

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} Valor de cálculo de la fuerza transversal aplicada.

$$F_{Rd} = \frac{f_{yw} \chi_F l_y t_w}{\gamma_{M1}}$$

Valor de la resistencia del alma frente a cargas transversales concentradas.

siendo:

l_y Longitud efectiva de carga.

χ_F Coeficiente de reducción de abolladura frente a carga concentrada.

t_w Espesor del alma.

f_{yw} 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 χ_F por abolladura local frente a carga concentrada se determina mediante la siguiente expresión:

$$\chi_F = \frac{0,5}{\bar{\lambda}_F} \leq 1,0$$

siendo:

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

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

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)).

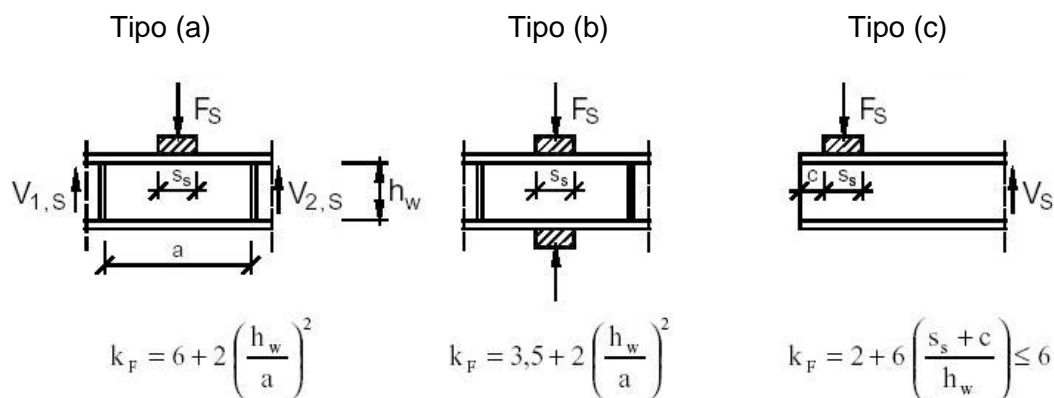


Figura 35.6.a. Coeficientes de abolladura para diferentes tipos de aplicación de la carga

Para secciones de vigas en cajón con almas inclinadas deberá llevarse a cabo la 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).

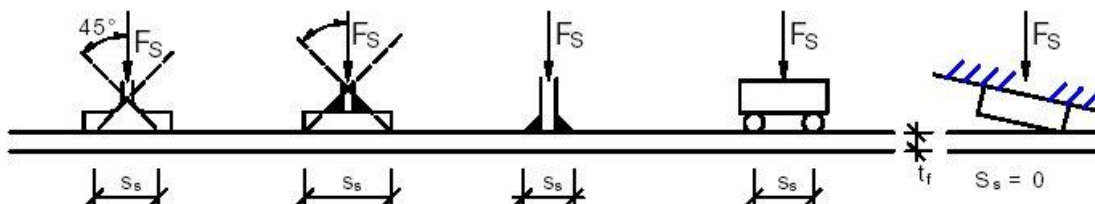


Figura 35.6.b. Longitud de ala sobre la cual se aplica la carga distribuida

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:

$$l_y = s_s + 2t_f (1 + \sqrt{m_1 + m_2})$$

siendo l_y 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:

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

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

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

$$l_y = s_s + 2t_f (1 + \sqrt{m_1 + m_2})$$

siendo l_y no mayor que la distancia entre rigidizadores transversales adyacentes.

35.7. Interacción

35.7.1. Cortante, flexión y esfuerzo axial

En aquellos casos en los que $\frac{V_{Ed}}{V_{bw,Rd}}$ (ver 35.5.2) 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 $\frac{V_{Ed}}{V_{bw,Rd}}$ 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 doble T o en cajón deberá satisfacer la siguiente expresión

$$\left(\frac{M_{Ed}}{M_{pl,Rd}} \right) + \left[\left(1 - \frac{M_{f,Rd}}{M_{pl,Rd}} \right) \left(2 \frac{V_{Ed}}{V_{bw,Rd}} - 1 \right)^2 \right] \leq 1 \quad \text{siendo} \quad M_{Ed} \geq M_{f,Rd}$$

donde:

M_{Ed} Valor de cálculo del momento flector.

$M_{f,Rd}$ Resistencia plástica de cálculo de la sección a flexión considerando exclusivamente la sección reducida de las alas.

$M_{pl,Rd}$ Resistencia plástica de cálculo de la sección a flexión considerando la sección reducida de las alas y la totalidad del alma, con independencia de la clase de sección de esta.

Además deberá satisfacerse la expresión del apartado 35.5.2 y la siguiente expresión:

$$\frac{N_{Ed}}{A_{ef} f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{Ed} + N_{Ed} e_N}{W_{ef} f_y / \gamma_{M0}} \leq 1$$

La evaluación de los efectos de las acciones, N_{Ed} y M_{Ed} , deberá incluir los efectos de segundo orden cuando ello sea pertinente.

La comprobación de la interacción deberá satisfacerse para todas aquellas secciones localizadas a una distancia superior a $h_w/2$, contada a partir de la sección transversal de apoyo con rigidizadores verticales.

La resistencia plástica de cálculo de la sección considerando exclusivamente las alas, $M_{f,Rd}$, se obtiene como el producto de f_y/γ_{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 (ver 35.5.2.2).

En el caso de existencia de un axial N_{Ed} , $M_{pl,Rd}$ será la resistencia plástica de cálculo a flexión reducida debido a la existencia de esfuerzo axial, $M_{N,Rd}$, 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 muy elevado y provoque un estado de compresión en toda el alma, aplica lo expuesto a continuación. La verificación de la interacción en el ala de una sección en cajón se realizará tomando $M_{f,Rd}=0$ y adoptando como tensión tangencial de cálculo τ_{Ed} el valor de la tensión tangencial media en el ala, la cual no será no menor que la mitad de la tensión tangencial máxima en el ala. Entonces, la comprobación se llevará a cabo mediante la siguiente expresión:

$$\left(\frac{N_{Ed}}{A_{ef}f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{Ed} + N_{Ed}e_N}{W_{ef}f_y / \gamma_{M0}} \right) + \left(2 \frac{V_{Ed}}{V_{bw,Rd}} - 1 \right)^2 \leq 1$$

Además, deberán comprobarse los subpaneles teniendo en cuenta dicha tensión media de cortante en todo el subpanel y determinando χ_w para la comprobación del subpanel frente a la abolladura, de acuerdo con 35.5.2.1, considerando los rigidizadores longitudinales como rígidos.

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 comprobarse la siguiente expresión para la interacción:

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

γ_{M1}

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:

$$\frac{N_{Ed}}{A_{ef}f_y / \gamma_{M0}} + \frac{M_{Ed} + N_{Ed}e_N}{W_{ef}f_y / \gamma_{M0}} \leq 1$$

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

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

donde:

A_w Área del alma.

$A_{fc,ef}$ Área reducida del ala comprimida.

f_{yf} 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:

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

siendo r el radio de curvatura del ala comprimida.

35.9. Rigidizadores

35.9.1. Generalidades

En este apartado se dan criterios para la comprobación de elementos rigidizadores en estructuras de chapa, 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 tomarse como el área bruta del rigidizador más una porción de chapa 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 chapa para rigidizadores adyacentes (ver figura 35.9.1)

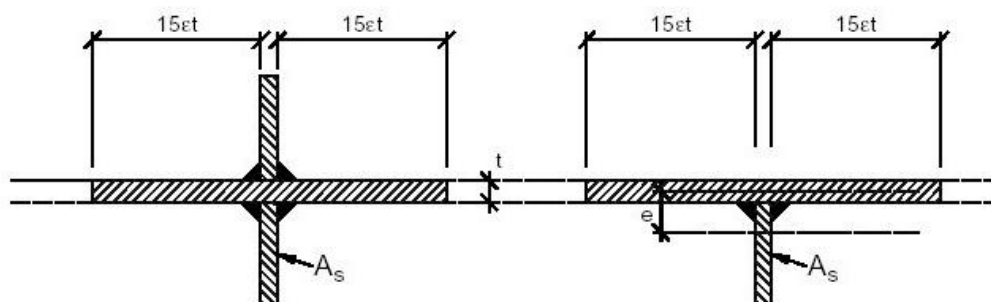


Figura 35.9.1. Sección transversal de un rigidizador

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 chapa con o sin rigidizadores longitudinales, los rigidizadores transversales intermedios deberán verificar unas condiciones de mínima rigidez y mínima resistencia.

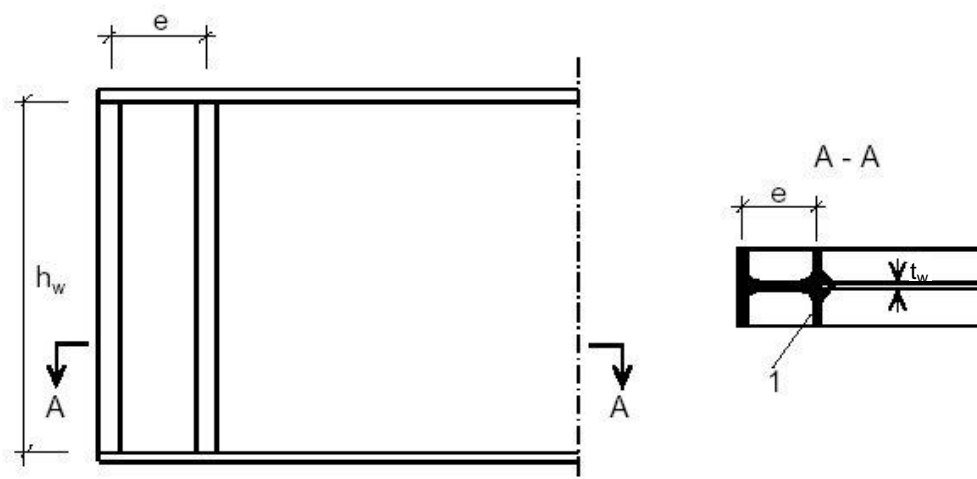
Asimismo, tanto los rigidizadores transversales como los longitudinales deberán satisfacer determinados requisitos para evitar el pandeo por torsión.

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 dos rigidizadores transversales dobles 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, unido al 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, debiendo ser $e > 0,1 \cdot h_w$.

En aquellos casos en los que el panel extremo rígido se resuelva con un perfil laminado en vez de elementos de chapa, su módulo resistente a flexión alrededor de un eje horizontal perpendicular al alma será, 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. Cuando se utilicen rigidizadores flexibles, su rigidez se tendrá en cuenta en el cálculo de k_τ (ver apartado 35.5.2.1).

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

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

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

35.9.3.4. Rigidizadores longitudinales

Si en el cálculo de tensiones se ha considerado la existencia de rigidizadores longitudinales, para la comprobación definitiva de la resistencia de la sección transversal se tendrá en cuenta que dichos rigidizadores longitudinales se ven sometidos a tensiones directas longitudinales.

35.9.3.5. Soldaduras

Las soldaduras ala-alma pueden ser comprobadas 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 $\frac{\eta f_{yw} t_w}{\sqrt{3} \gamma_{M1}}$.

En todos los otros casos, las soldaduras deberán comprobarse 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 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 comprobación 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 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 la comprobación frente a pandeo lateral.