

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

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

$b_f$  y  $t_f$  son las dimensiones del ala que conduce a la resistencia más baja con  $b_f \leq 15t_f$  a cada lado del alma.

$M_{f,Rd} = \frac{M_{f,Rk}}{\gamma_{M0}}$  momento flector correspondiente a una sección formada sólo por la sección reducida de las alas.

Si el elemento está sometido además a un axil de valor,  $N_{Ed}$ , el valor de  $M_{f,Rd}$  se reducirá multiplicándolo por el factor:  $\left( 1 - \frac{N_{Ed}}{(A_{f1} + A_{f2}) f_{yf} / \gamma_{M0}} \right)$

### Cargas concentradas transversales (§35.6 EAE)

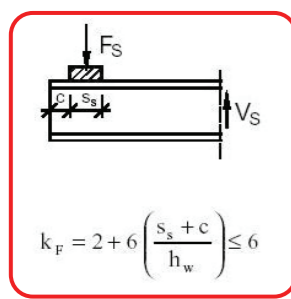
El valor de la fuerza transversal aplicada a través de un ala deberá verificar:  $F_{Ed} \leq F_{Rd}$

$F_y = f_{yw} \cdot t_w \cdot l_y$   
 $F_{cr} = k_F \frac{\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \frac{t_w^3}{h_w} \approx 0.9 k_F \frac{E \cdot t_w^3}{h_w}$

$\bar{\lambda}_F = \sqrt{\frac{F_y}{F_{cr}}} \rightarrow \chi_F = \frac{0.5}{\bar{\lambda}_F} \leq 1 \rightarrow F_{Rd} = \chi_F \cdot l_y \cdot t_w \cdot f_{yw}$

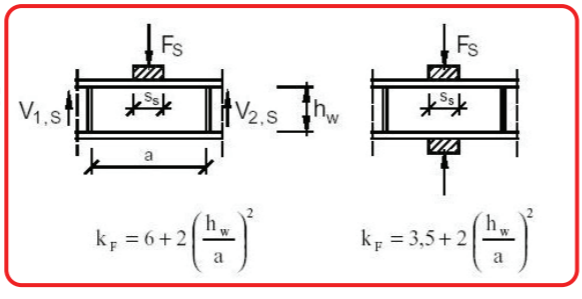
$$m_1 = \frac{f_{yf} \cdot b_f}{f_{yw} \cdot t_w} \quad y \quad m_2 = 0.02 \left( \frac{h_w}{t_f} \right)^2 \quad \text{si } \bar{\lambda}_F > 0.5$$

$$m_2 = 0 \quad \text{si } \bar{\lambda}_F \leq 0.5$$



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

siendo  $l_e = \frac{k_F E t_w^2}{2 f_{yw} h_w} \leq s_s + c$   $l_y = s_s + 2 t_f (1 + \sqrt{m_1 + m_2}) < a$



Carga concentrada transversal actuando en el ala comprimida en combinación con flexión y axil:

$$\frac{F_{Ed}}{F_{Rd}} + 0.8 \left( \frac{N_{Ed}}{A_{eff} \cdot f_y} + \frac{M_{y,Ed} + N_{Ed} \cdot e_{Ny}}{W_{el,y,eff} \cdot f_y} \right) \leq 1.4$$

### Interacción V+N+M (§35.7 EAE)

$\bar{\eta}_3 = \frac{V_{Ed}}{V_{bw,Rd}} > 0.5$ , se habrá de verificar en todas las secciones localizadas a una distancia inferior a  $h_w/2$  de un apoyo con rigidizadores transversales en el alma de una viga en I ó en cajón:

$$\bar{\eta}_1 + \left( 1 - \frac{M_{f,Rd}}{M_{pl,Rd}} \right) (2 \cdot \bar{\eta}_3 - 1) \leq 1 \quad \text{siendo: } \bar{\eta}_1 = \frac{M_{Ed}}{M_{pl,Rd}}$$

$M_{Ed}$  valor de cálculo del momento flector (con  $M_{Ed} \geq M_{f,Rd}$ )  
 $M_{f,Rd}$  momento plástico resistente de una sección constituida por el área eficaz de las alas.  
 $M_{pl,Rd}$  momento plástico de la sección a flexión considerando la sección reducida de las alas y la totalidad del alma (independientemente de la clase de la sección).  
 En el caso de la existencia de un axil,  $N_{Ed}$ , el valor de  $M_{f,Rd}$  se reducirá

### Abolladura del alma inducida por el ala comprimida (§35.8 EAE)

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

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

$A_w$  el área del alma  
 $A_{fc}$  el área del ala comprimida (eficaz si es C4)  
 $f_{yf}$  el límite elástico del ala comprimida

k un coeficiente: 0.3 para alas de la Clase 1  
 0.4 para alas de la Clase 2  
 0.55 para alas de las Clases 3 ó 4

### Pandeo lateral (§35.2 EAE)

Comprobación de una viga frente a pandeo lateral:  $M_{Sd} \leq M_{b,Rd}$

$$M_{cr} = C_1 \frac{\pi^2 E I_z}{(kL)^2} \sqrt{\frac{G I_t (kL)^2}{\pi^2 E I_z} + \left( \frac{k}{k_A} \right) \frac{I_A}{I_z} + (C_2 z_g - C_3 z_j)^2 - (C_2 z_g - C_3 z_j)}$$

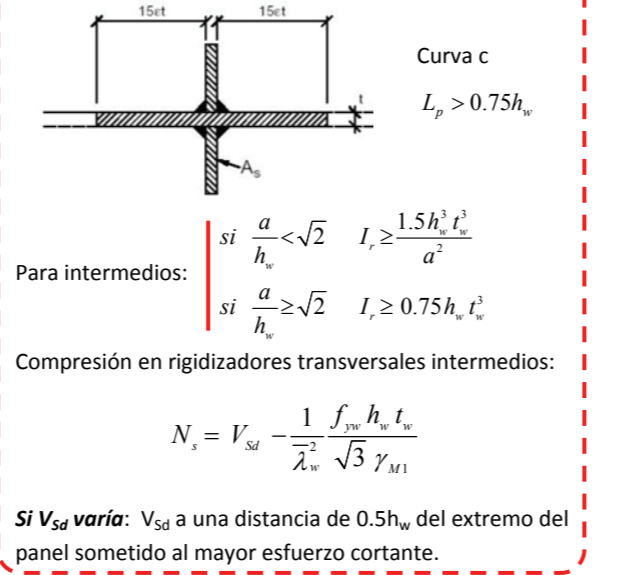
$C_1, C_2$  y  $C_3$  son coeficientes tabulados en las tablas F.1.1 y F.1.2 (EC3).  
 $K$  coeficiente que depende de la restricción al giro (1-0.7-0.5)  
 $k_A$  coeficiente que depende de la restricción al alabeo (1-0.5)  
 $z_g = z_a - z_{cec}$   $z_a$  es la coordenada del punto de aplicación de la carga y  $z_{cec}$  es coordenada del centro de esfuerzos cortantes respecto al cdg.  
 $z_j = z_{cec} - \frac{1}{2I_y} \int_A (y^2 + z^2) z dA$  ( $z_j=0$  para secciones doblemente simétricas)  
 $L$  es la distancia entre puntos transversalmente inmovilizados del cordón comprimido.

$$\bar{\lambda}_{Lr} = \sqrt{\frac{M_{Rd}}{M_{cr}}} \rightarrow M_{b,Rd} = \frac{\chi_{Lr} M_{Rd}}{\gamma_{M1}}$$

**Viga-columna** (§35.3 EAE para elementos doblemente simétricos y simplemente apoyados).

Método general:  $\frac{M_{Sd}}{M_{b,Rd}} + \frac{N_{Sd}}{N_{b,Rd}} \leq 1$

### Rigidizadores transversales (§35.9 EAE)

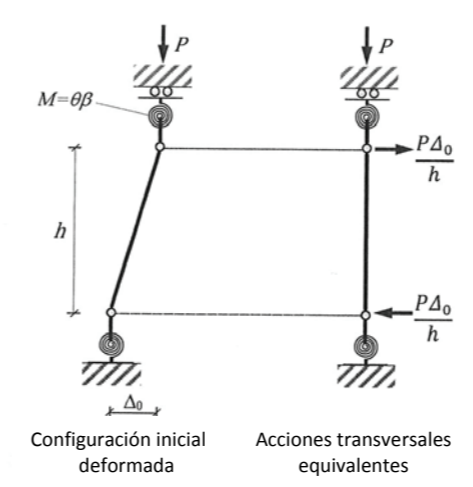


Curvas de pandeo lateral

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

**Elementos compuestos** (§71 EAE)  $M_{Ed} = \frac{N_{Ed} \frac{L}{500} + M'_{Ed}}{1 - \frac{N_{Ed}}{N_{CR}} - \frac{N_{Ed}}{S_v}}$ ;  $V_{Ed} = M_{Ed} \frac{\pi}{L}$  (EIM: como simple; EIL: pandeo parcial de cordón + enlace)

### Eurocódigo 3 (EAE). Diseño de estructuras de acero. Ficha de estructura metálica.



### Imperfecciones (§22.3 EAE)

La norma obliga a considerar el efecto de las imperfecciones en el análisis global de segundo orden de las estructuras cuya respuesta sea sensible a su configuración geométrica final bien considerando una configuración inicial deformada, o bien introduciendo unas acciones transversales equivalentes.

Imperfecciones iniciales locales por curvatura de elementos aislados para el pandeo por flexión (§ 22.3.2 EAE).

### Clasificación de estructuras intraslacionales y traslacionales (§23.2 EAE)

En una estructura intraslacional, la rigidez lateral en el plano es suficientemente elevada como para permitir ignorar los efectos geométricos de segundo orden. Una estructura se puede considerar intraslacional si:

$\frac{F_{cr}}{F_{Ed}} \geq 10$  Cuando se realiza un análisis global elástico  
 $\frac{F_{cr}}{F_{Ed}} \geq 15$  Cuando se realiza un Análisis global plástico o elastoplástico

En función de su resistencia frente al desplazamiento lateral las estructuras se clasifican en **ARRIOSTRADAS** y **NO ARRIOSTRADAS** (§23.3 EAE). En las primeras existe un sistema de elementos auxiliares rígido que absorbe las fuerzas horizontales y que permite despreciar la influencia de los efectos de segundo orden en la respuesta estructural.

Análisis global de PRIMER orden – las condiciones de equilibrio se establecen sobre la geometría inicial de la estructura.  
 Análisis global de SEGUNDO orden – las condiciones de equilibrio se establecen sobre la configuración deformada de la estructura.

### Consideración de la no linealidad del material (§19.2 EAE)

- Los métodos de análisis global de la estructura se clasifican en:
- Análisis global elástico: puede utilizarse en todos los casos. Se admite un comportamiento lineal de la ley tensión-deformación del acero. Principio de superposición aplicable. El análisis global elástico puede aplicarse para la obtención de los esfuerzos en la estructura sea cual sea la clase de la sección.
  - Análisis global plástico: sólo puede ser aplicado para la comprobación de los ELU de estructuras sometidas a a cargas predominantemente estáticas. El principio de superposición no es aplicable. Se van formando sucesivas rótulas plásticas en la estructuras hasta que ésta se convierte en un mecanismo. La sección en la que se prevea la formación de una rótula plástica ha de ser de clase 1 para garantizar una suficiente capacidad de rotación (ver §20.5 EAE).
  - Análisis global elastoplástico: considera la influencia de la respuesta no lineal del acero en los diagramas momentos-curvatura de las diferentes secciones transversales. Se aborda mediante algoritmos de cálculo no lineal. El principio de superposición no es aplicable. Puede aplicarse siempre para la comprobación de los ELUs. (Ver §19.5 EAE).

### El material.

Límite elástico y resistencia a tracción de los aceros (§27.1 EAE):

Tipo	Espesor nominal t (mm)			
	t ≤ 40	f <sub>yk</sub>	f <sub>yk</sub>	f <sub>yk</sub>
S 235	235	360 < f <sub>yk</sub> < 510	215	360 < f <sub>yk</sub> < 510
S 275	275	430 < f <sub>yk</sub> < 580	255	410 < f <sub>yk</sub> < 560
S 355	355	490 < f <sub>yk</sub> < 680	335	470 < f <sub>yk</sub> < 630

Módulo de elasticidad:  $E = 210.000 \text{ N/mm}^2$   
 Módulo de elasticidad transversal:  $G = E/[2(1+\nu)]$   
 Coeficiente de Poisson:  $\nu = 0,3$   
 Coeficiente de dilatación lineal:  $\alpha = 1,2 \times 10^{-5} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$   
 Densidad:  $\gamma = 7.850 \text{ Kg/m}^3$

Valores nominales del límite elástico  $f_{yb}$  y de la resistencia a tracción  $f_{ub}$  de los tornillos (§ 58.1 EAE):

GRADO DEL TORNILLO	4.6	5.6	6.8	8.8	10.9
$f_{yb}$ , N/mm <sup>2</sup>	240	300	480	640	900
$f_{ub}$ , N/mm <sup>2</sup>	400	500	600	800	1000

Uniones atornilladas (§58 EAE)    Tornillos de alta resistencia  
 Uniones soldadas (§59 EAE)

Los aceros deberán de cumplir determinados requisitos para garantizar una ductilidad suficiente (§26.3 EAE).

### ELU de resistencia de las secciones (§34 EAE)

**CRITERIO ELÁSTICO**

Criterio de comparación de Von Mises para tensión plana ( $\sigma_z = 0, \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$ ):  
 $\sigma_{co} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y + 3\tau_{xy}^2} \leq f_y$

En situación de sólo flexión:  
 $M_{Ed} \leq M_{el} = W_{el,y} \frac{f_y}{\gamma_{M0}}$  [para C3]  
 $M_{Ed} \leq M_{el,eff} = W_{eff,y} \frac{f_y}{\gamma_{M0}}$  [para C4]

En situación de cortadura pura:  $\tau_{Ed} = \frac{V_{Ed} S}{t_w I} \leq \frac{f_y}{\sqrt{3} \gamma_{M0}}$

[Si  $\frac{A_f}{A_w} \geq 0.6 \Rightarrow \tau_{Ed} = \frac{V_{Ed}}{A_w}$ ]

**CRITERIO PLÁSTICO**

En situación de sólo flexión:  $M_{Ed} \leq M_{pl} = W_{pl,y} \frac{f_y}{\gamma_{M0}}$

En situación de flexión y axil:  $M_{Ed} \leq M_{pl,N} = M_{pl,f} + M_{pl,w} \left( 1 - \left( \frac{N}{N_{pl,w}} \right)^2 \right)$   
 siendo  $N_{pl,w} = h_w \cdot t_w \cdot f_{yw}$

En situación de flexión y cortante:  $M_{Ed} \leq M_{pl,V} = A_f f_{yf} (h_w + t_f) + f_{yw,red} \frac{t_w h_w^2}{4}$   
 siendo  $f_{yw,red} = (1-\rho) f_{yw}$  con  $\rho = \left( \frac{V_{Ed}}{1/2 V_{pl,Rd}} - 1 \right)^2$

Resistencia plástica de cálculo a cortante:  $V_{pl,Rd} = A_v \frac{f_y}{\sqrt{3} \gamma_{M0}}$  siendo  $A_v$  el área a cortante de la sección definida en (§ 34.5 EAE).  
 Verificación de resistencia en ausencia de torsión:  $V_{Ed} \leq V_{pl,Rd}$

### Coefficientes parciales de seguridad para la resistencia del acero en ELU (§15.3 EAE)

$\gamma_{M0}$  para resistencia de secciones transversales (para edificios 1 ó 1.05)  
 $\gamma_{M1}$  para resistencia del elemento frente a inestabilidad (para edificios 1 ó 1.05 y 1.10 para puentes)  
 $\gamma_{M2}$  para resistencia a rotura de secciones transversales y resistencia de uniones (1,25)

Para ELS los coeficientes son iguales a la unidad.

### Tracción (§34.2 EAE)

Comprobación de un elemento a tracción:  $N_{sd} \leq N_{t,Rd} = \text{Min} \left\{ N_{pl,Rd} = \frac{A f_y}{\gamma_{M0}}, N_{u,Rd} = \frac{0.9 A_{net} f_u}{\gamma_{M2}} \right\}$

$N_{sd}$  el valor de cálculo del esfuerzo axial en la sección considerada  
 $N_{t,Rd}$  resistencia de cálculo de la sección a tracción  
 $f_y$  el límite elástico del acero  
 $f_u$  la resistencia última a tracción del acero  
 $A$  el área de la sección transversal y  
 $A_{net}$  el área neta (definida en § 34.1.2.2)

Cuando se requiera un **comportamiento dúctil** se habrá de verificar que:  $N_{u,Rd} \geq N_{pl,Rd}$

### Torsión (§34.6 EAE)

Comprobación de un elemento a torsión:

$T_{sd} \leq T_{Rd}$   
 $T_{sd}$  Valor de cálculo del esfuerzo momento torsor  
 $T_{Rd}$  Resistencia de cálculo de la sección a torsión.

### Condiciones de contorno en torsión:

APOYO DE HORQUILLA:  $\varphi = 0$  y  $\frac{d^2\varphi}{dx^2} = 0$

EMPOTRAMIENTO A TORSIÓN:  $\varphi = 0$  y  $\frac{d\varphi}{dx} = 0$

Se pueden despreciar los efectos de la torsión de alabeo en aquellos elementos que, estando solicitados por una torsión no uniforme, tengan un módulo de alabeo ( $I_a$ ) nulo o muy pequeño frente al módulo de torsión ( $I_t$ ) tales como secciones macizas, secciones cerradas y secciones cuya sección transversal esté constituida por chapas que se corten en un punto.

Se podrán despreciar los efectos de la torsión de Saint-Venant en el caso de perfiles abiertos de pared delgada

$$T_{sd} = T_{SV} + T_A = G I_t \frac{d\varphi}{dx} - E I_A \frac{d^3\varphi}{dx^3}$$

### EN SECCIONES DOBLE-T SIMÉTRICAS:

Cortante que flexa las alas en su plano:

$$V_f = - E I_f \frac{h}{2} \frac{d^3\varphi}{dx^3}$$

Componente del momento torsor que origina la flexión lateral de las alas:

$$T_A = V_f h = - E I_f \frac{h^2}{2} \frac{d^3\varphi}{dx^3} = - E I_A \frac{d^3\varphi}{dx^3}$$

■ Tensiones tangenciales correspondientes a la torsión uniforme:  $\tau_{SV} = \frac{T_{SV} \xi}{I_t}$

siendo  $\xi$  la coordenada del punto según el espesor de la pieza

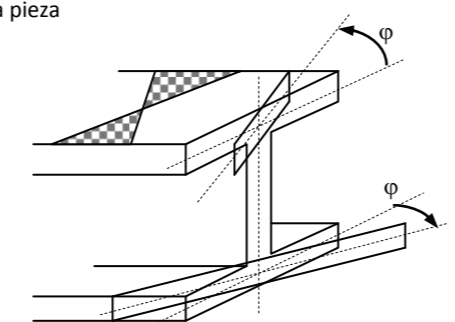
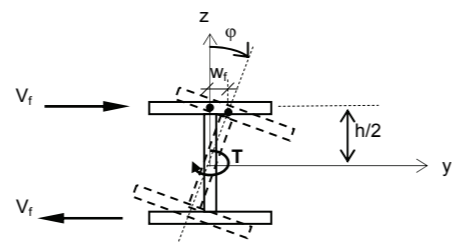
■ Máximo valor absoluto máximo de las tensiones tangenciales asociadas al alabeo:

$$\tau_{A,max} = E \frac{b^2 h}{16} \frac{d^3\varphi}{dx^3}$$

■ Máximo valor de la tensión normal de alabeo:

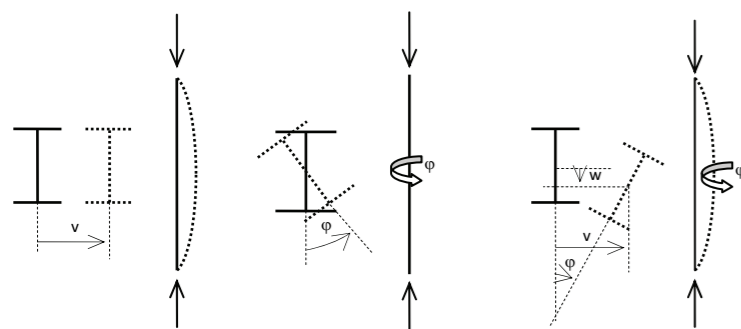
$$\sigma_{max} = E \frac{h b}{4} \frac{d^2\varphi}{dx^2}$$

**NOTA:**  $\varphi$  es el ángulo girado por la sección transversal,  $I_t$  es la inercia a torsión,  $I_A$  es la inercia al alabeo,  $I_f$  es el momento de inercia de un ala respecto del eje débil de la viga -eje z-,  $x$  es la coordenada según el eje del elemento,  $b$  es el ancho del ala y  $h$  la separación entre centros de gravedad de las alas.



### Compresión (§35 EAE)

Comprobación de un elemento comprimido frente a la inestabilidad:  $N_{sd} \leq N_{b,Rd}$



$$N_{CR,j} = \frac{\pi^2 E I_j}{(kL)^2} \text{ con } j=y,z \quad N_{cr,T} = \frac{1}{i_0^2} \left( G I_t + \frac{\pi^2 E I_A}{(k_w L)^2} \right)$$

$$N_{CR,FT} = \frac{1}{2 \left( 1 - \frac{z_0^2}{i_0^2} \right)} \left[ (N_{CR,z} + N_{CR,T}) - \sqrt{(N_{CR,z} + N_{CR,T})^2 - 4 \left( 1 - \frac{z_0^2}{i_0^2} \right) N_{CR,z} \cdot N_{CR,T}} \right]$$

siendo:  $i_0^2 = i_y^2 + i_z^2 + y_0^2 + z_0^2$  - radio de giro polar- y  $z_0$  la distancia en "z" entre cec y cdg  
 $k_w = 1$  para el caso de alabeo libre y  $k_w = 1/2$  para alabeo impedido en ambos extremos

■ Coordenadas del cec,  $I_t$  e  $I_A$ : **Tabla 18.2.4 EAE**  
 ■ Rigidez a torsión de secciones semicerradas con triangulaciones o marcos en algunas de sus caras: **§18.2.5 EAE**

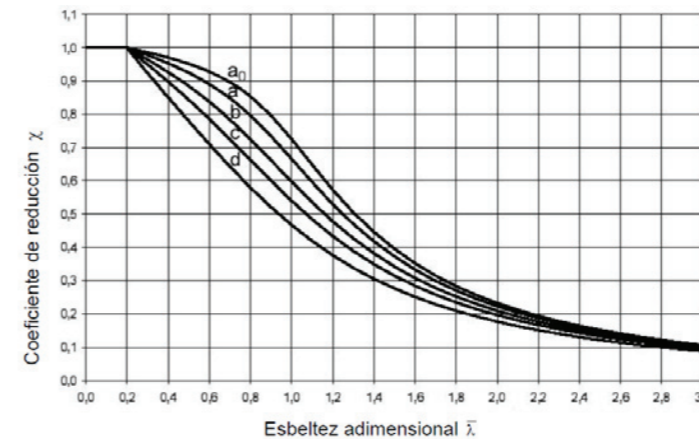
Sección transversal	Límites	Curva de pandeo	
		Pandeo alrededor del eje	Curva de pandeo
Secciones de perfiles laminados	$h/b > 1.2$	$t_f \leq 40$ mm	y-y a
		$40$ mm $< t_f \leq 100$	z-z b
	$h/b \leq 1.2$	$t_f \leq 100$ mm	y-y c
		$t_f > 100$ mm	z-z d
Secciones de vigas en z armadas soldadas	$t_f \leq 40$ mm	y-y b	
	$t_f > 40$ mm	z-z c	

Esbeltez reducida:

$$\bar{\lambda} = \frac{\lambda}{\lambda_e} = \frac{(kL)/i}{\lambda_e} \text{ siendo } \begin{cases} i = \sqrt{I/A} \\ \lambda_e = \sqrt{\frac{\pi^2 E}{f_y}} = 93.9 \varepsilon \left\{ \varepsilon = \sqrt{\frac{235}{f_y}} \right\} \end{cases} \quad \text{ó} \quad \bar{\lambda} = \sqrt{\frac{\beta_A A f_y}{N_{cr}}}$$

$$\varphi = \frac{1 + \alpha (\bar{\lambda} - 0.2) + \bar{\lambda}^2}{2} \Rightarrow \chi = \frac{1}{\left( \varphi + \sqrt{\varphi^2 - \bar{\lambda}^2} \right)} \Rightarrow N_{b,Rd} = \frac{\chi \beta_A A f_y}{\gamma_{M1}}$$

$N_{cr}$  es la carga crítica elástica de pandeo para el modo considerado  
 $f_y$  es el límite elástico del acero,  
 $A$  es el área de la sección transversal,  
 $\beta_A$  es un parámetro que vale 1 para secciones en clase 1, 2 y 3 y  $\frac{A_{eff}}{A}$  para secciones en clase 4 y  
 $\chi$  es el coeficiente de reducción del modo de pandeo



$L$  es la longitud del elemento y  $(kL)$  es la longitud de pandeo definida como: la distancia entre puntos de inflexión consecutivos, reales o imaginarios, de la deformada de la pieza.  
 Los valores de  $k$ , coeficientes de pandeo, correspondientes a una **barra aislada** para los tipos más habituales de vinculación:  
 Pieza biarticulada:  $k = 1.0$   
 Pieza biempotrada:  $k = 0.5$   
 Pieza empotrada-articulada:  $k = 0.7$   
 Pieza en voladizo:  $k = 2.0$

Coefficiente de imperfección cada una de las distintas curvas de pandeo:

CURVA	$\alpha$
$a_0$	0.13
a	0.21
b	0.34
c	0.49
d	0.76

Ver Tabla 35.1.2.b EAE

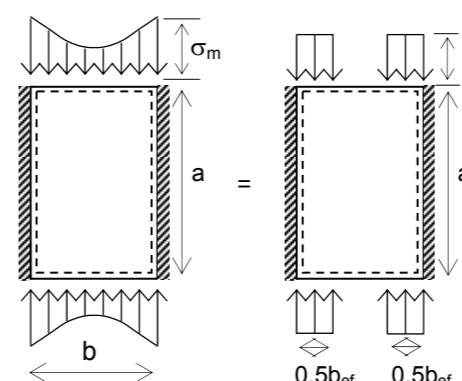
### Clasificación de la sección transversal y secciones reducidas esbeltas (§20.3 & §20.7 EAE)

**SECCIONES EN CLASE 1:** pueden alcanzar el momento plástico y tienen suficiente capacidad de giro para permitir la formación de una rótula plástica.  
**SECCIONES EN CLASE 2:** pueden alcanzar el momento plástico pero tienen una capacidad de giro limitada.  
**SECCIONES EN CLASE 3:** la fibra más comprimida de la pieza puede alcanzar el límite elástico pero los fenómenos de abolladura local impiden que se alcance el momento plástico.  
**SECCIONES EN CLASE 4:** chapas esbeltas en las que se producirá la inestabilidad local antes de alcanzar la resistencia elástica. Para tener en cuenta la pérdida de resistencia debida a la abolladura local se considerarán unos anchos eficaces. El agotamiento de una sección de clase 4 corresponde al agotamiento elástico de la sección eficaz.

La clasificación de una sección corresponde a la más desfavorable de las clases de las chapas total o parcialmente comprimidas que la constituyen.

Tablas 20.3 a,b y c

### Anchos eficaces Tablas 20.7 a y b



$b_{eff} = \rho \cdot b$  siendo  $\rho$  el factor de reducción asociado al pandeo de la placa y cuyo valor es:

■ para elementos internos comprimidos:  $\rho = \frac{\bar{\lambda}_p - 0.055(3 + \psi)}{\bar{\lambda}_p^2} \leq 1$   
 ■ para elementos externos comprimidos:  $\rho = \frac{\bar{\lambda}_p - 0.188}{\bar{\lambda}_p^2} \leq 1$

donde:  $\bar{\lambda}_p = \sqrt{\frac{f_y}{\sigma_{cr}}} = \frac{b/t}{28.4 \varepsilon \sqrt{k_\sigma}}$  - esbeltez reducida de la placa-

$b$  es el ancho del elemento plano total o parcialmente comprimido

$t$  es el espesor del elemento plano

$\psi$  es la relación entre las deformaciones en los bordes de la placa

$\sigma_{cr} = k_\sigma \frac{E t^3}{12(1 - \nu^2) b^3} = k_\sigma \sigma_E$  es la tensión de abolladura de una placa sometida a tensiones normales

$k_\sigma$  es el coeficiente de abolladura correspondiente a  $\psi$  (dado en la Tabla 20.7.a de la EAE)

### Abolladura del alma (§35.5 EAE)

Tensión de abolladura de una placa sometida a estados normales tangenciales de tensiones:  $\tau_{cr} = k_\tau \sigma_E$  con  $k_\tau = \begin{cases} 4.00 + \frac{5.34}{f^2} \text{ para } f = \frac{a}{b} < 1 \\ 5.34 + \frac{4.00}{f^2} \text{ para } f = \frac{a}{b} \geq 1 \end{cases}$

Comprobación del alma de una viga frente a cortante:  $V_{sd} \leq V_{b,Rd} = V_{bw,Rd} + V_{bf,Rd}$

$\bar{\lambda}_w$	$\chi_w$ panel extremo rígido	$\chi_w$ panel extremo no rígido
$\bar{\lambda}_w < 0.83/\eta$	$\eta$	$\eta$
$0.83/\eta \leq \bar{\lambda}_w < 1.08$	$0.83/\bar{\lambda}_w$	$0.83/\bar{\lambda}_w$
$\bar{\lambda}_w \geq 1.08$	$1.37/(0.7 + \bar{\lambda}_w)$	$0.83/\bar{\lambda}_w$

$$\bar{\lambda}_w = \sqrt{\frac{f_y / \sqrt{3}}{\tau_{cr}}} = \frac{h_w}{37.4 t_w \varepsilon \sqrt{k_\tau}}$$

Si se verifica que:  
 ■ para almas no rigidizadas:  $\frac{h_w}{t_w} > \frac{72}{\eta} \varepsilon$   
 ■ para almas rigidizadas:  $\frac{h_w}{t_w} > \frac{31}{\eta} \varepsilon \sqrt{k_\tau}$   
 se estudiará la abolladura y se colocarán rigidizadores transversales en los apoyos