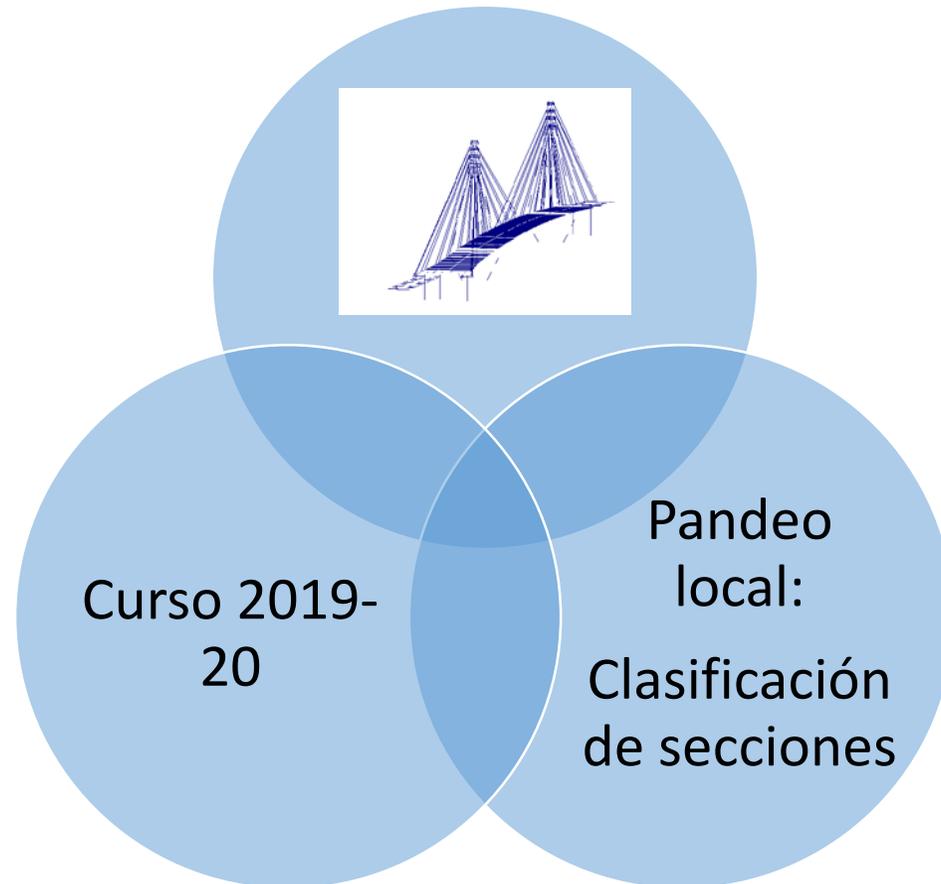
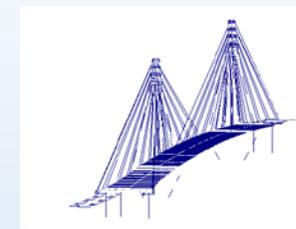


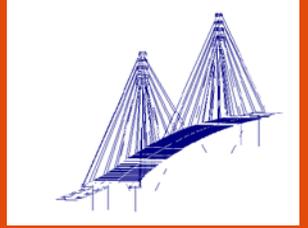
Cátedra de Construcción





CLASIFICACIÓN DE SECCIONES

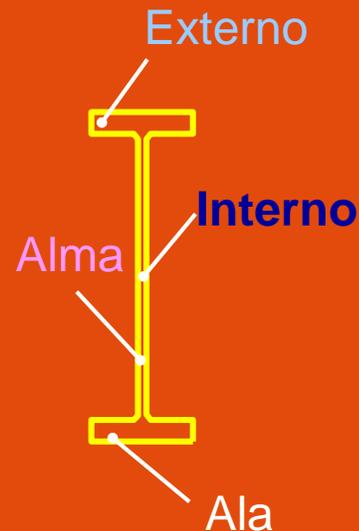
Bases de la clasificación de secciones



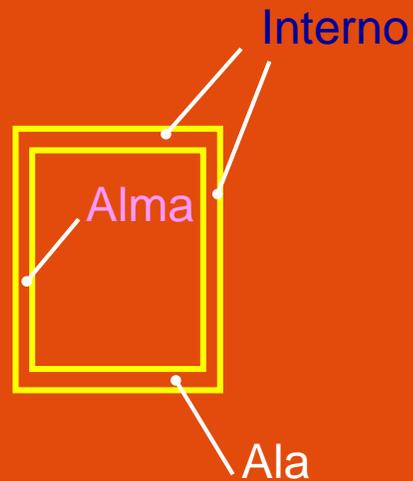
Las secciones laminadas o armadas, pueden ser consideradas como un conjunto de elementos planos individuales

Algunas son **internas**
- almas de las vigas abiertas
- alas de las vigas cajón

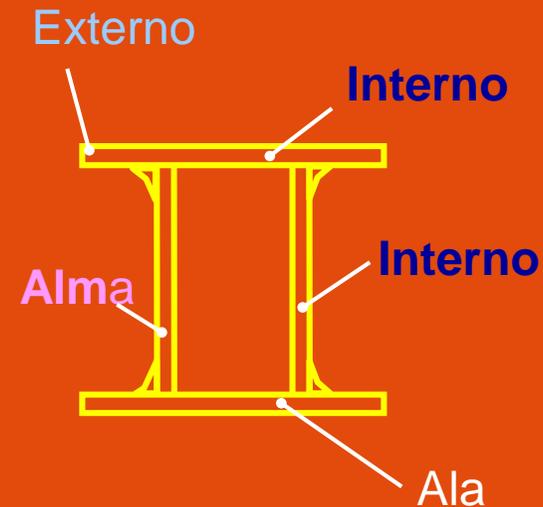
Algunas son **externas**
- alas de vigas en I
- alas de los angulares y Tes



Sección I laminada

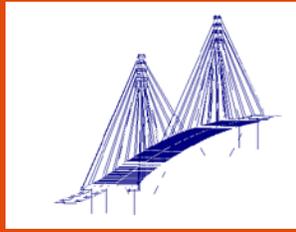


Sección hueca



Sección cajón soldada

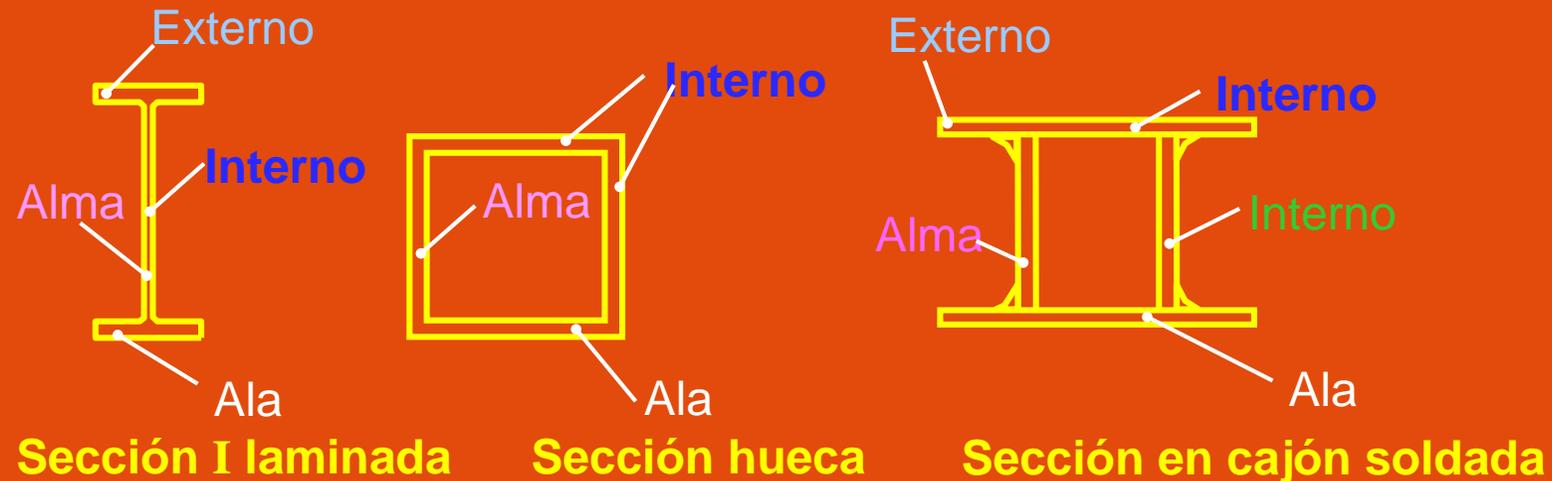
Bases de la clasificación de secciones



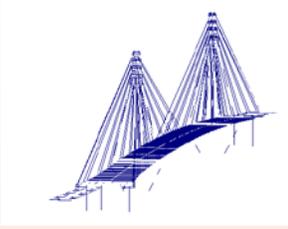
Como las chapas son relativamente delgadas, cuando se comprimen pueden sufrir **pandeo local**.

La tendencia al pandeo de una chapa dentro de la sección transversal, puede **limitar su capacidad axial de carga** o su **resistencia a flexión**, al impedir que se alcance el límite elástico.

Es posible evitar que aparezca **un fallo prematuro** debido a los efectos del pandeo local, **limitando la relación ancho-espesor** para cada chapa individual que constituye la sección transversal.



Clasificación.



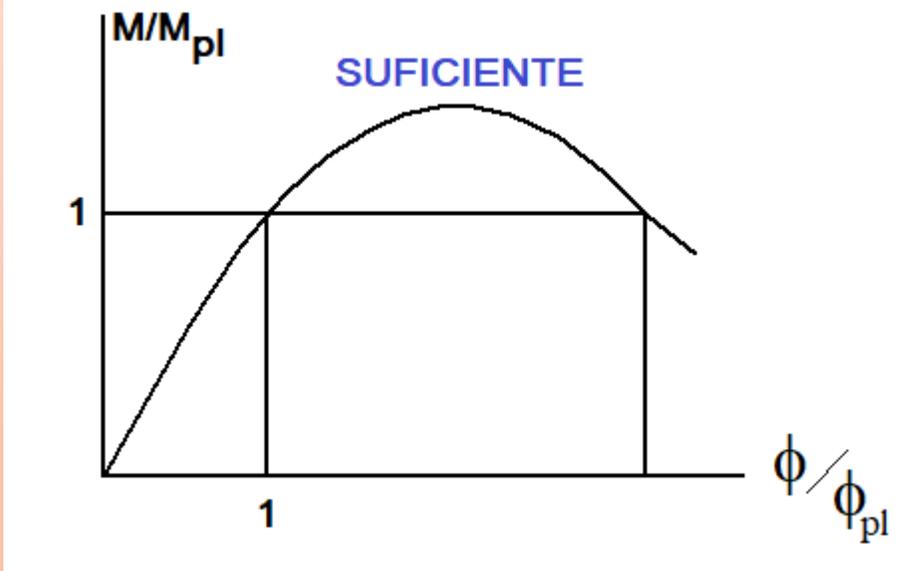
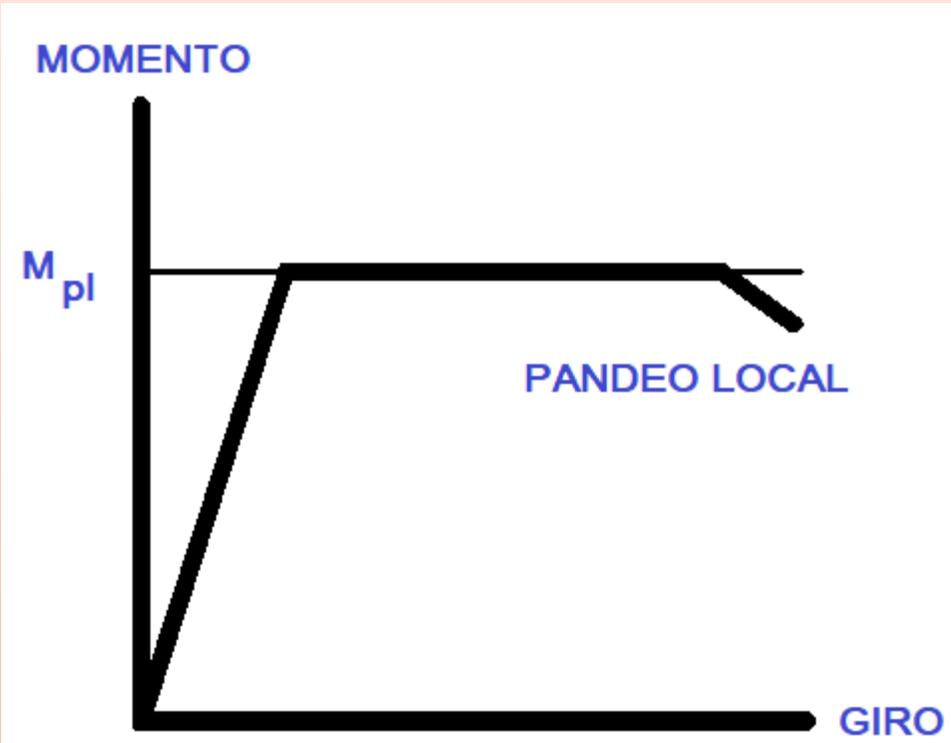
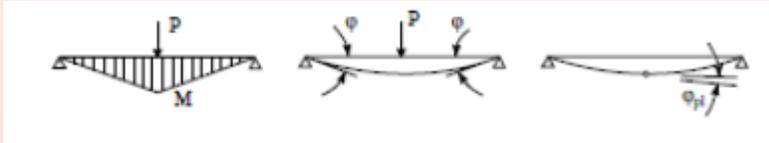
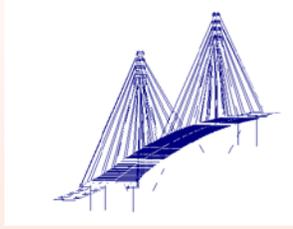
El EC3 define **cuatro clases** de sección transversal.

La clase en la que una sección particular falla depende de: **la esbeltez** de cada elemento (definida mediante una relación ancho-espesor).

la distribución de tensiones de compresión.

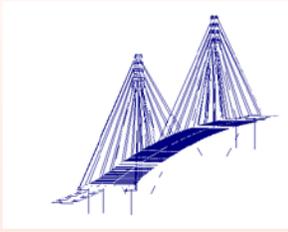
Las clases se definen en términos de sus **requerimientos** de resistencia a los **momentos flectores**.

Secciones transversales Clase 1.

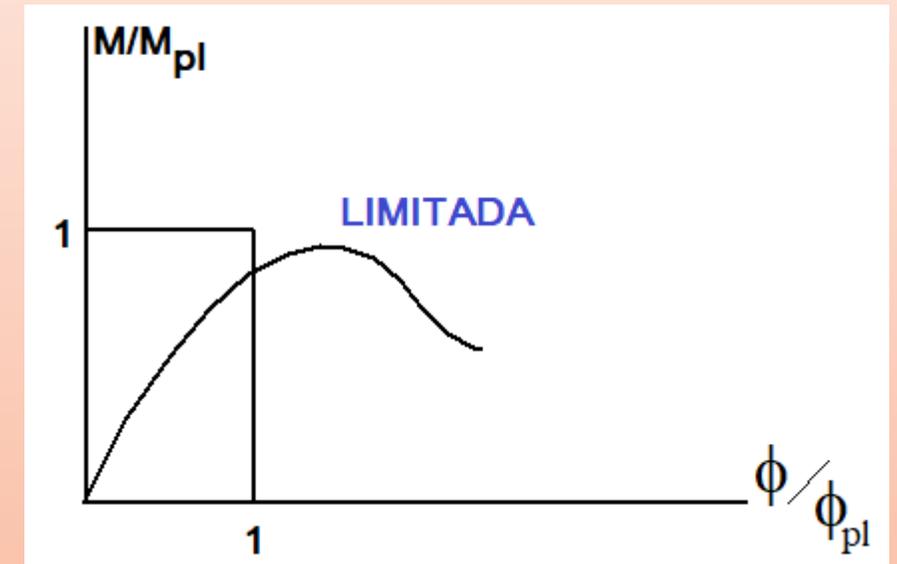
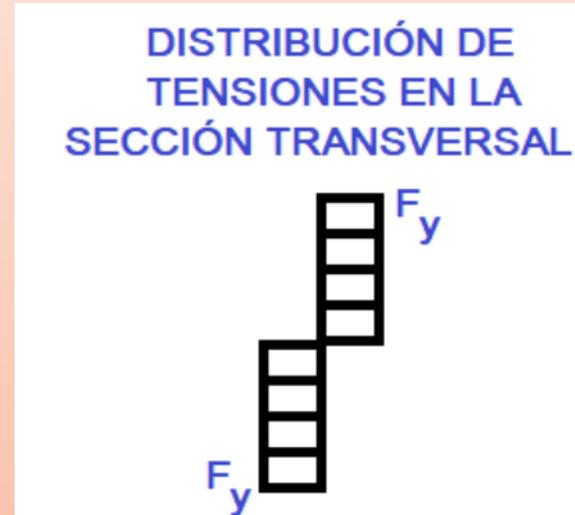
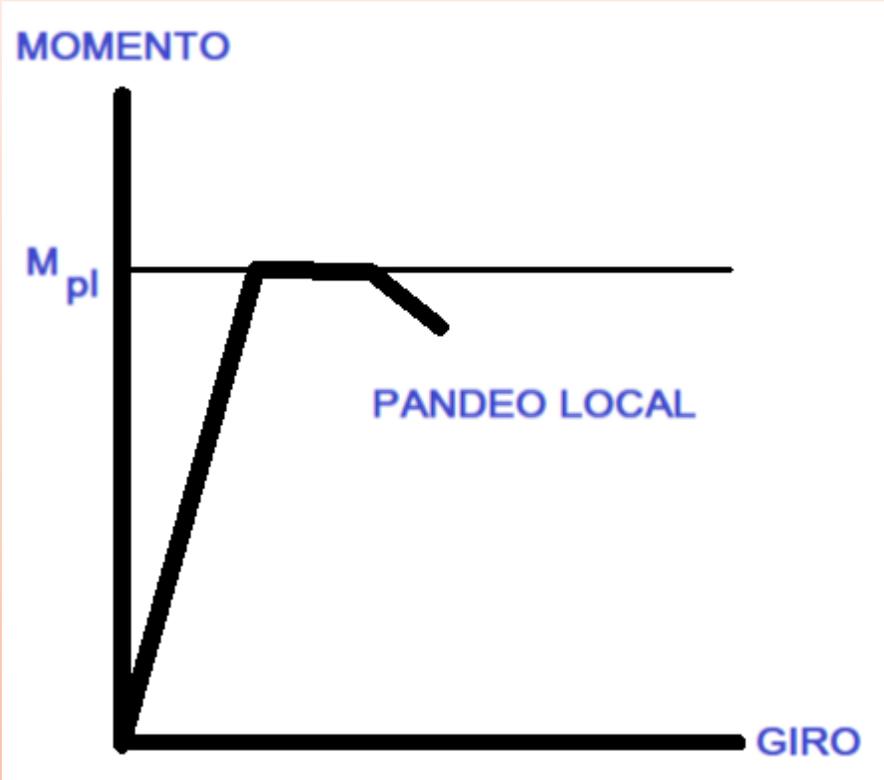


Modelo de comportamiento

Capacidad de rotación



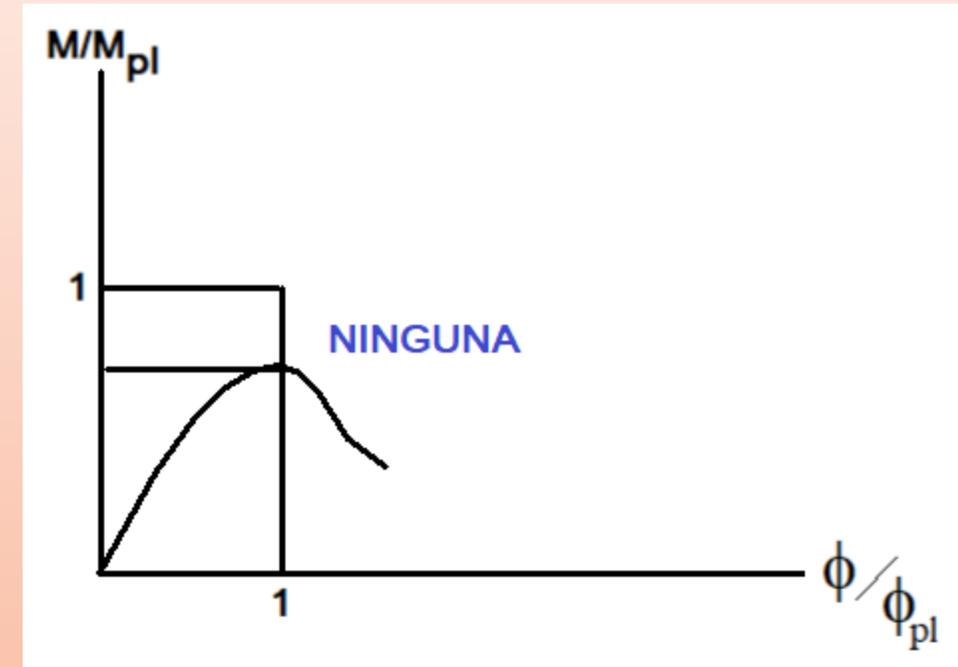
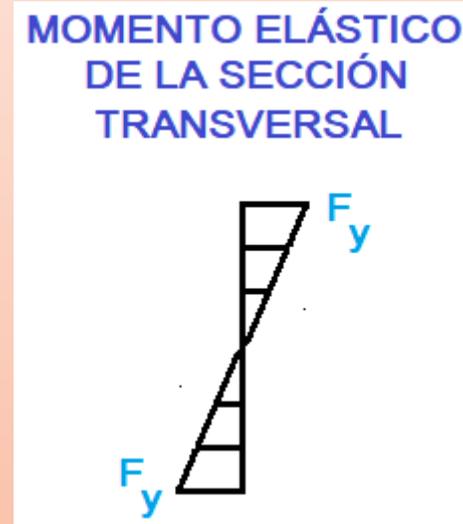
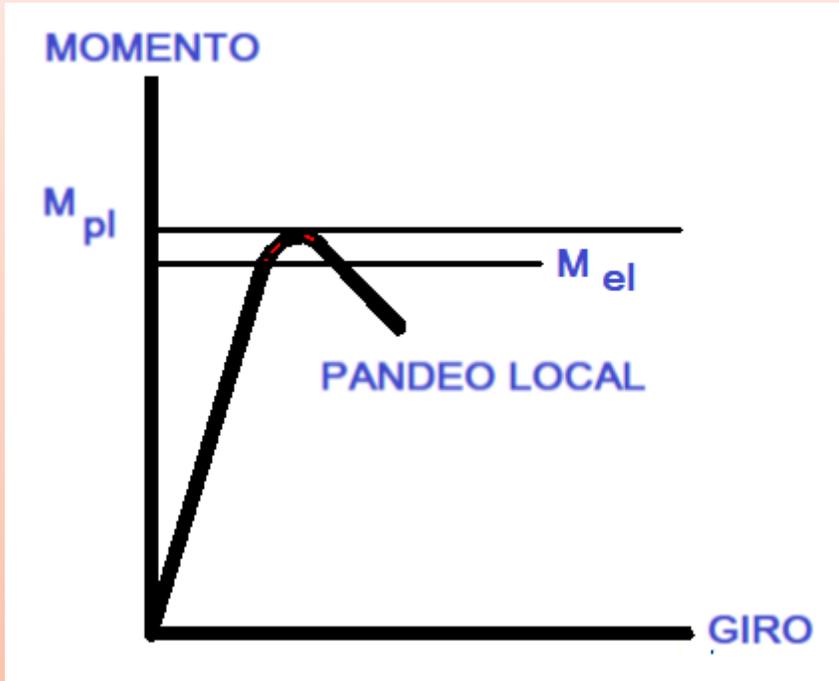
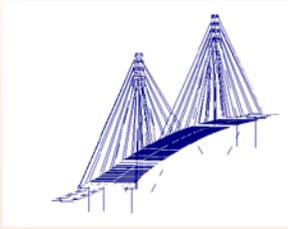
Secciones transversales Clase 2.



Modelo de comportamiento

Capacidad de rotación

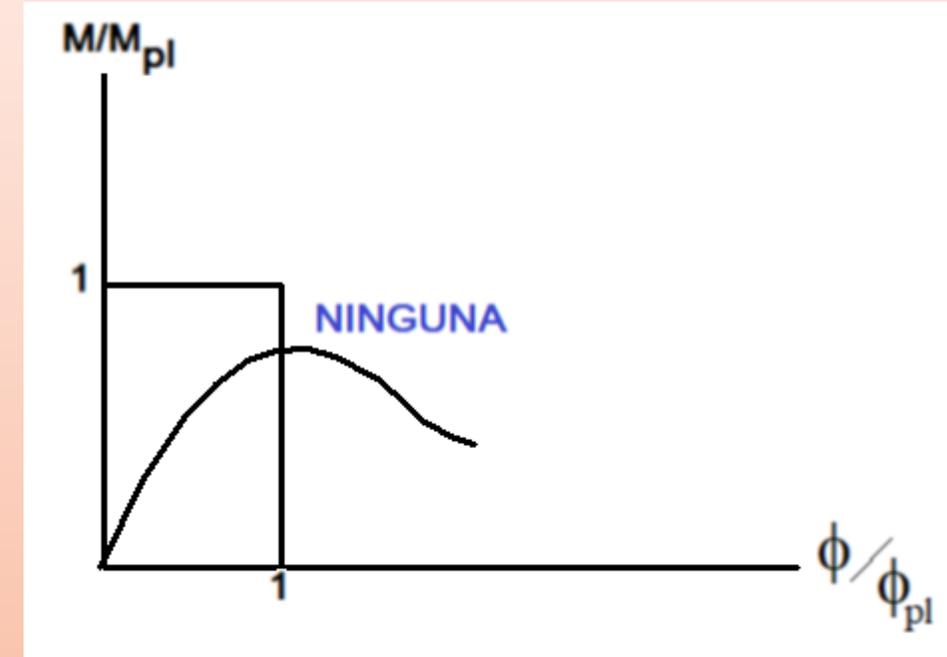
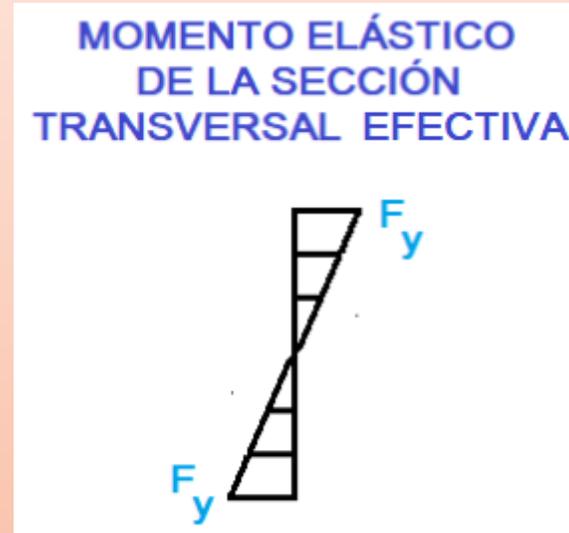
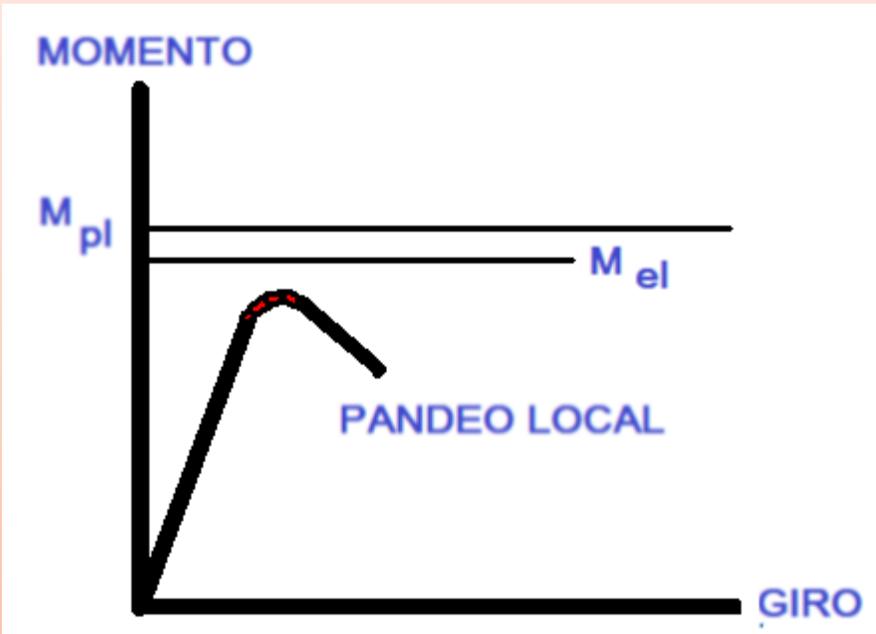
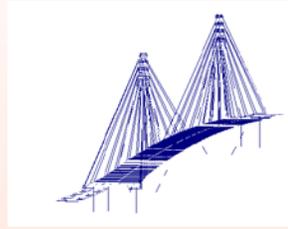
Secciones transversales Clase 3.



Modelo de comportamiento

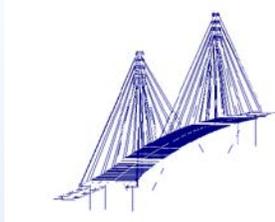
Capacidad de rotación

Secciones transversales Clase 4.

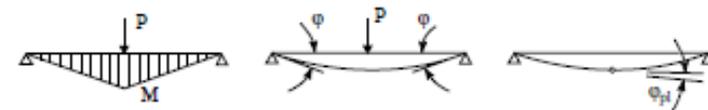


Modelo de comportamiento

Capacidad de rotación



Modelo de comportamiento	Resistencia al momento	Capacidad de rotación	Clase
	Momento plástico en la sección completa: 		1
	Momento plástico en la sección completa: 		2
	Momento elástico en la sección completa: 		3
	Momento elástico en la sección efectiva: 		4



Las resistencias al momento de las cuatro clases definidas arriba son:

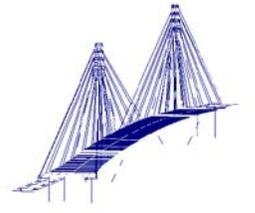
Clases 1 y 2: el momento plástico es ($M_{pl} = W_{pl} \cdot f_y$)

Clase 3: el momento elástico es ($M_{el} = W_{el} \cdot f_y$)

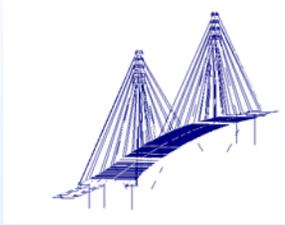
Clase 4: el momento de pandeo local es ($M_o < M_{el}$).

La respuesta de las distintas clases de secciones transversales sometidas a flexión se representa eficazmente mediante curvas de momento-rotación adimensionados.

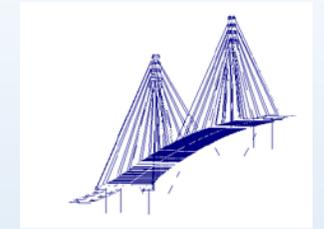
Las cuatro clases antedichas se refieren a secciones de vigas en flexión. Para barras cargadas en compresión axial, las clases 1, 2 y 3 se hacen una sola, y en ausencia de pandeo general, se denominan "compactas"; en este caso, la clase 4 se denomina "esbelta".



- Clase 1 Secciones plásticas: aquellas que pueden desarrollar una rótula plástica con suficiente capacidad de rotación para redistribuir momentos de flexión en la estructura.
- Clase 2 Secciones compactas: aquellas que pueden desarrollar resistencia al momento plástico, pero el pandeo local impide la rotación siendo constante el momento de la estructura.
- Clase 3 Secciones semicompactas: aquellas en las que la tensión de las fibras extremas debe limitarse hasta la fluencia porque el pandeo local impediría el desarrollo de la resistencia al momento plástico de la sección.
- Clase 4 Secciones esbeltas: aquellas cuyas fibras extremas no pueden llegar a la fluencia debido al pandeo local prematuro.

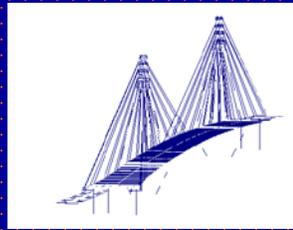


Modelo	Método de análisis global (cálculo de esfuerzos internos y momentos)	Cálculo de resistencia de la sección de la pieza
I	Plástico	Plástico
II	Elástico	Plástico
III	Elástico	Elástico
IV	Elástico	Pandeo elástico de la chapa



PANDEO LOCAL

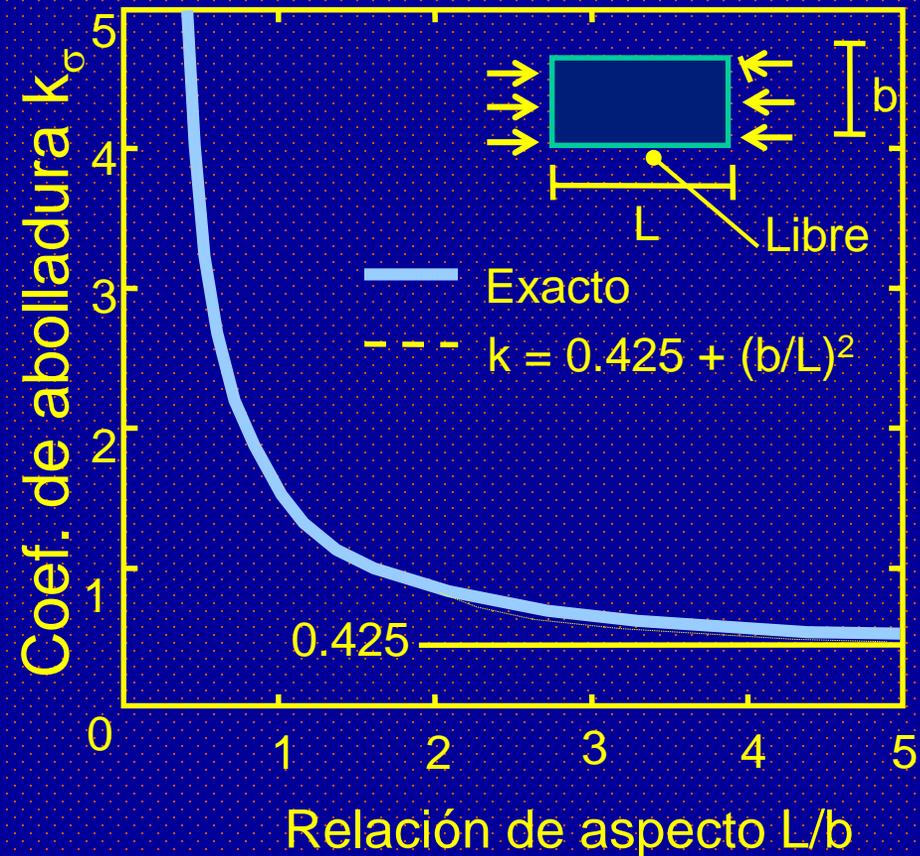
Comportamiento de elementos placa en compresión

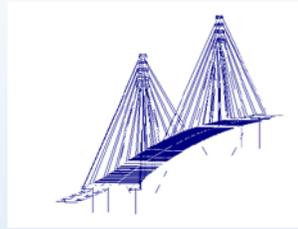
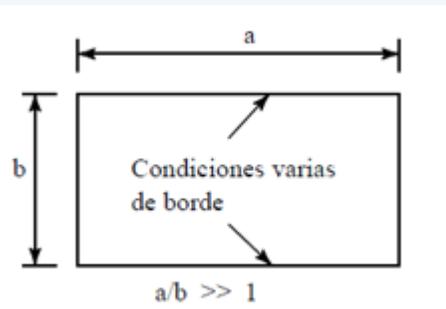


Una placa rectangular plana y delgada, sometida a compresión en sus bordes menores, presenta una tensión de abolladura crítica (σ_{cr}) dada por:

$$\sigma_{cr} = \frac{k_{\sigma} \pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{b} \right)^2$$

k_{σ} es el coeficiente de abolladura de la placa que tiene en cuenta la vinculación de los bordes, la distribución de tensiones y la relación de aspecto de la placa





En un elemento de chapa cuya **relación de forma o de aspecto** $a = a/b$ (longitud-anchura) es mayor de alrededor de 0.8, la tensión crítica de pandeo elástico (tensión de pandeo de Euler) viene dada por:

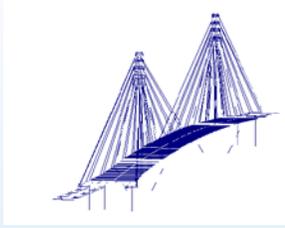
$$\sigma_{cr} = k_{\sigma} \frac{\pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2$$

Siendo

k_{σ} el factor de pandeo de la chapa o coeficiente de abolladura

ν el coeficiente de Poisson

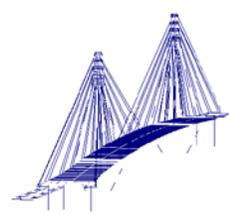
E el módulo de Young.



El factor k_{σ} coeficiente de pandeo elástico dimensional depende de las condiciones de apoyo del borde, de la distribución de tensiones y de la relación de aspecto longitud-anchura (a/b), y para compresión uniforme vale:

Condiciones de apoyos en el borde largo	Factor de pandeo k_{σ}
Empotramiento + empotramiento	6,97
Empotramiento + apoyo simple	5,41
Apoyo simple + apoyo simple	4,00
Empotramiento + libre	1,25
Apoyo simple + libre	0,43
Libre + libre	$(b/a)^2 (- > 0)$

Factor de pandeo elástico k_{σ}

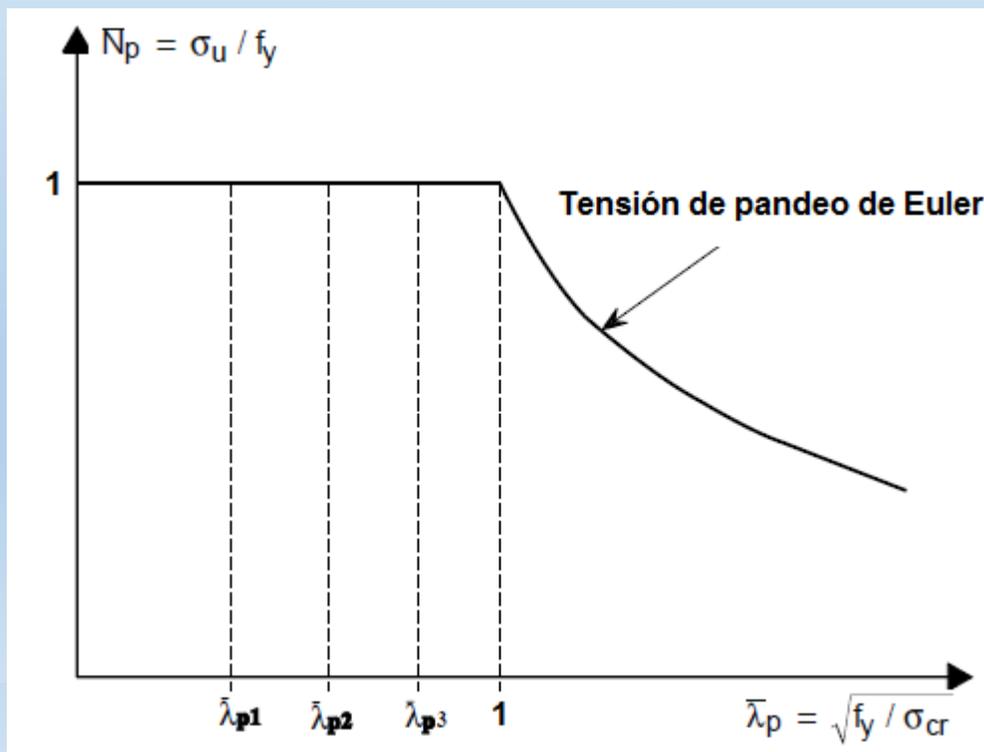


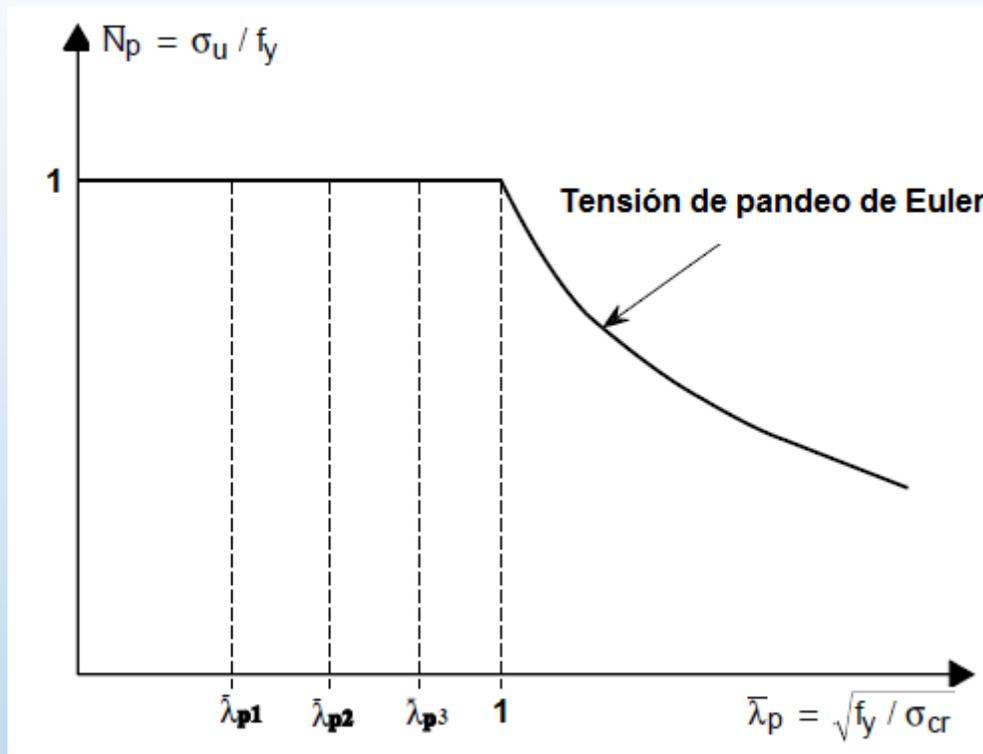
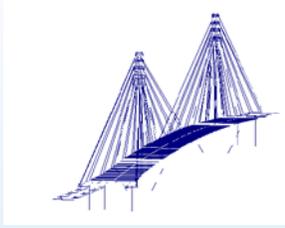
El comportamiento ideal elastoplástico de un elemento de chapa perfecto sometido a compresión uniforme se puede representar por un diagrama carga-esbeltez normalizado, en que la carga de rotura normalizada:

$$\bar{N}_p = \sigma_u / f_y$$

Y la esbeltez normalizada de la chapa:

$$\bar{\lambda}_p = \sqrt{f_y / \sigma_{cr}}$$



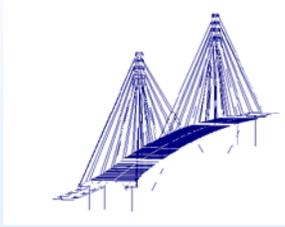


Para $\lambda_p < 1$, $N_p = 1$, lo que significa que el elemento de chapa puede desarrollar su carga de aplastamiento $\sigma_u = f_y$

Para $\lambda_p > 1$, N_p se reduce a medida que la esbeltez de la chapa aumenta, siendo σ_u igual a σ_{cr} .

Sustituyendo por el valor de σ_{cr} en la anterior, y tomando $\nu = 0,3$ tenemos:

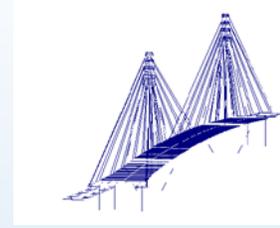
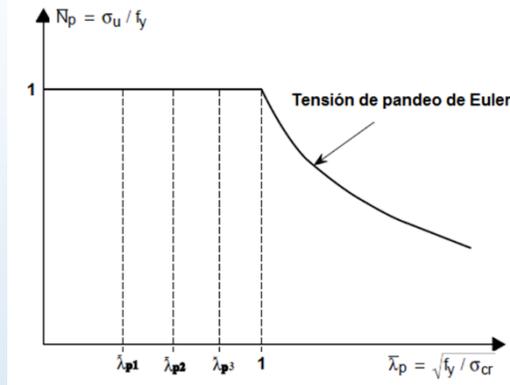
$$\bar{\lambda}_p = \sqrt{\frac{f_y}{\sigma_{cr}}} = \sqrt{\frac{f_y \cdot 12(1-\nu)^2}{\pi^2 \cdot E \cdot k_\sigma} \left(\frac{b}{t}\right)^2} = 1,5 \frac{b}{t} \sqrt{\frac{f_y}{E \cdot k_\sigma}}$$



Cuando los elementos de chapa se someten a cualquier tipo de sollicitación directa que no sea compresión uniforme hay que modificar el factor de pandeo k_σ incluyendo el gradiente de la tensión dado por la relación de tensión ψ .

		I	II	III			
		$\sigma_2 =$ fuerza máxima de compresión y σ_2 es positiva $\psi = \sigma_2/\sigma_1$					
		$\psi = \sigma_2/\sigma_1$	+1	$1 > \psi > 0$	0	$0 > \psi > -1$	-1
Factor de pandeo k_σ	Caso I elemento interno	4,0	$\frac{8,02}{1,05+\psi}$	7,81	$7,81 - 6,29\psi + 9,78\psi^2$	23,9	
	Caso II elemento externo	0,43	$\frac{0,578}{\psi+0,34}$	1,70	$1,7 - 5\psi + 17,1\psi^2$	23,8	
	Caso III elemento externo	0,43	$0,57 - 0,21\psi + 0,07\psi^2$	0,57	$0,57 - 0,21\psi + 0,07\psi^2$	0,85	

Factores de pandeo y reparto de tensiones



El comportamiento real es algo distinto del comportamiento elastoplástico ideal representado en la Figura, debido a:

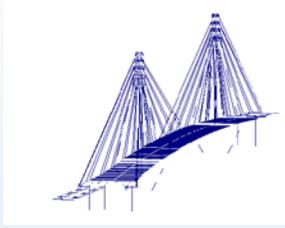
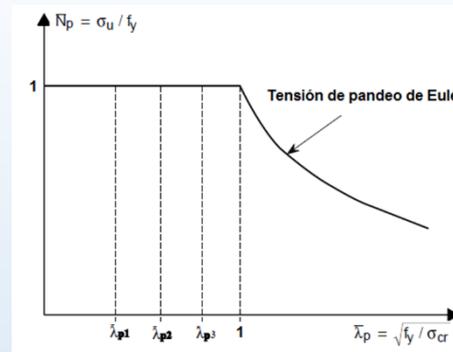
- i. imperfecciones iniciales, geométricas y del material
- ii. endurecimiento por deformación del material Las imperfecciones iniciales producen

El pandeo de la chapa, que ocurre cuando $\lambda_p < 1$.

La correspondiente esbeltez límite de la chapa λ_{p3} , para secciones Clase 3, difiere considerablemente de un país a otro debido a la variación estadística de las imperfecciones y a las propiedades de los materiales que no se conocen lo suficiente para cuantificarlas con exactitud.

Un examen de los códigos nacionales principales indica que fluctúa de 0,5 a 0,9 aproximadamente.

El EC 3 ha adoptado $\lambda_{p3} = 0,74$ como límite de esbeltez de la chapa de los elementos Clase 3 en compresión y $\lambda_{p3} = 0,9$ para elementos en flexión en los que las fibras extremas de la sección puedan alcanzar la tensión de fluencia.



Una sección Clase 1 debe desarrollar un momento de resistencia igual a su capacidad plástica y mantenerla a lo largo de deformaciones inelásticas relativamente largas.

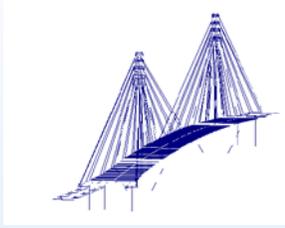
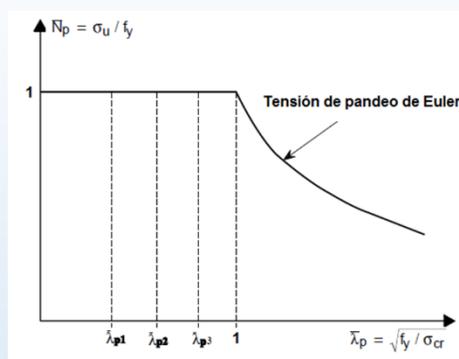
Para cumplir estas condiciones sin pandeo, todo el elemento de placa ha de estar en fluencia y el material deformado en la región de deformación endurecimiento esto sólo es posible en los elementos con poca esbeltez de referencia ($\lambda_p < \lambda_{p1}$).

Basándose en ciertos planteamientos teóricos varias normas proponen valores de λ_{p1} entre 0,46 y 0,6. La diferencia se explica por la elección de la cantidad de capacidad de rotación necesaria.

Un valor de $\lambda_{p1} = 0,6$ corresponde a una capacidad de rotación reducida que se estima suficiente en el cálculo plástico habitual (vigas continuas, pórticos sin desplazamiento lateral, etc.).

El valor propuesto por el Eurocódigo 3 es:

$$\lambda_{p1} = 0,5$$



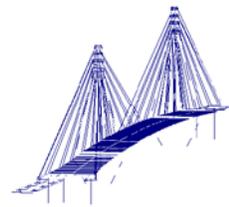
La sección Clase 2 (o sección compacta) es la que puede llegar justo a la resistencia al momento plástico, pero en ese punto sus resistencias disminuyen rápidamente

El elemento de chapa está en fluencia y el material deformado en el campo plástico; esto ocurre en los elementos con una esbeltez media de referencia de λ_{p2} , donde:

$$\lambda_{p1} < \lambda_{p2} < \lambda_{p3}$$

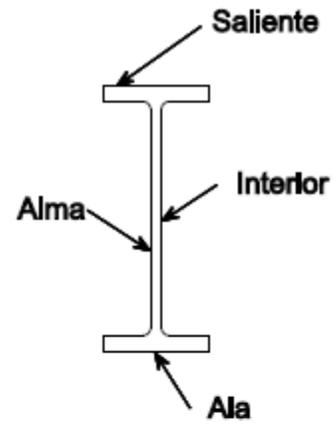
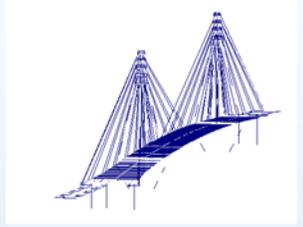
El valor propuesto por el EC 3 es:

$$\lambda_{p1} = 0,6$$

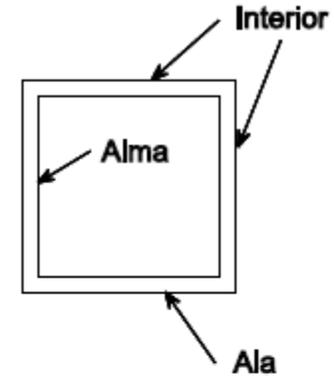


	Elemento	Sección Clase 1	Sección Clase 2	Sección Clase 3		
				Fórmula	k_{σ}	b^*/t ó d/t_w
	Ala ⁽¹⁾ (b^*/t)	9ϵ	10ϵ	$21\epsilon\sqrt{k_{\sigma}}$	0,43	14ϵ ⁽¹⁾
	Alma en compresión d/t_w	33ϵ	38ϵ	$21\epsilon\sqrt{k_{\sigma}}$	1,0	42ϵ
	Alma en flexión para d/t_w	72ϵ	83ϵ	$25,4 \epsilon\sqrt{k_{\sigma}}$	23,9	124ϵ
	f_y	235	275	355		
$\epsilon = \sqrt{f_y / 235}$	ϵ	1,0	0,92	0,81		

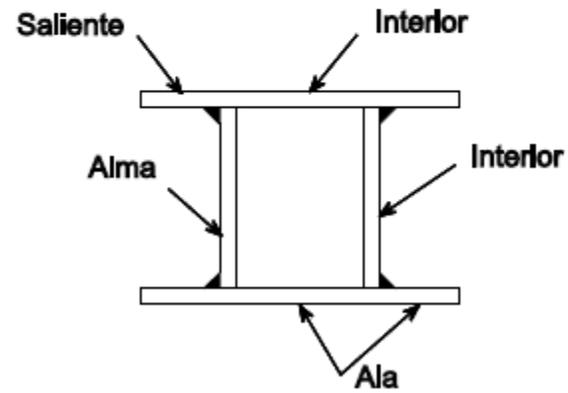
⁽¹⁾ En la práctica se considera la mitad del ancho del ala, b , en lugar de b^* . Por esta razón, los valores en "Essentials of Eurocode 3" son $b = 15 \epsilon > b^*$.



(a) Perfiles en I-laminados



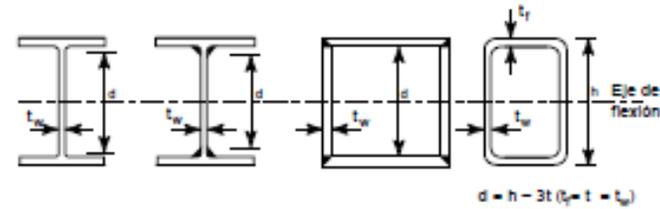
(b) Secciones tubulares



(c) Secciones tubulares armadas

Tabla 1 Relaciones máximas anchura-espesor para elementos en compresión

a. Almas (elementos internos perpendiculares al eje de flexión)



Clase	Alma sujeta a flexión	Alma sujeta a compresión	Alma sujeta a flexión y compresión	
Distribución de tensiones en elemento (compresión positiva)				
1	$d/t_w \leq 72 \epsilon$	$d/t_w \leq 33 \epsilon$	cuando $\alpha > 0,5$: $d/t_w \leq 396 \epsilon / (13\alpha - 1)$ cuando $\alpha \leq 0,5$: $d/t_w \leq 36 \epsilon / \alpha$	
2	$d/t_w \leq 83 \epsilon$	$d/t_w \leq 38 \epsilon$	cuando $\alpha > 0,5$: $d/t_w \leq 456 \epsilon / (13\alpha - 1)$ cuando $\alpha \leq 0,5$: $d/t_w \leq 41,5 \epsilon / \alpha$	
Distribución de tensiones en elemento (compresión positiva)				
3	$d/t_w \leq 124 \epsilon$	$d/t_w \leq 42 \epsilon$	cuando $\psi > -1$: $d/t_w \leq 42 \epsilon / (0,67 + 0,33 \psi)$ cuando $\psi \leq -1$: $d/t_w \leq 62 \epsilon (1 - \psi) \sqrt{(-\psi)}$	
$\epsilon = \sqrt{235 / f_y}$	f_y	235	275	355
	c	1	0,92	0,81

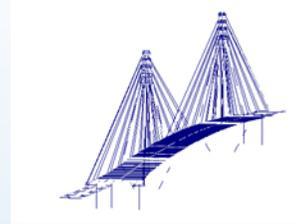
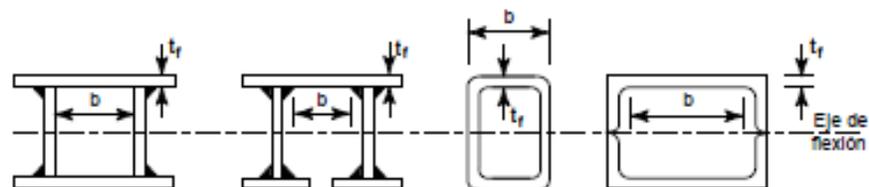


Tabla 2 Relaciones máximas anchura-espesor para elementos en compresión

b. Elementos internos del ala: (Elementos internos paralelos al eje o a la flexión)



Clase	Tipo	Sección en flexión	Sección en compresión	
Distribución de tensiones en elemento y a lo largo de la sección (compresión positiva)				
1	Sección hueca laminada Otras	$(b-3t_f)t_f \leq 33\epsilon$ $b/t_f \leq 33\epsilon$	$(b-3t_f)t_f \leq 42\epsilon$ $b/t_f \leq 42\epsilon$	
2	Sección hueca laminada Otras	$(b-3t_f)t_f \leq 38\epsilon$ $b/t_f \leq 38\epsilon$	$(b-3t_f)t_f \leq 42\epsilon$ $b/t_f \leq 42\epsilon$	
Distribución de tensiones en elemento y a lo largo de la sección (compresión positiva)				
3	Sección hueca laminada Otras	$(b-3t_f)t_f \leq 42\epsilon$ $b/t_f \leq 42\epsilon$	$(b-3t_f)t_f \leq 42\epsilon$ $b/t_f \leq 42\epsilon$	
$\epsilon = \sqrt{235 / f_y}$	f_y	235	275	355
	ϵ	1	0,92	0,81

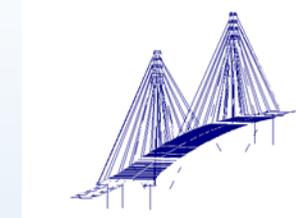
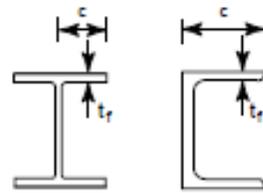
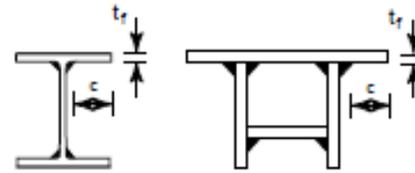


Tabla 3 Relaciones máximas anchura-espesor para elementos en compresión

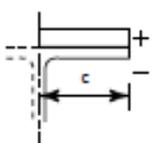
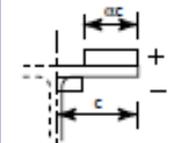
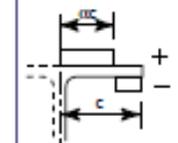
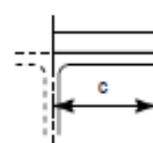
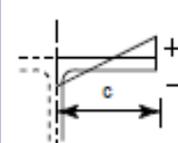
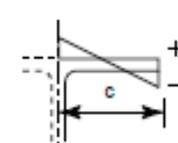
c. Alas exteriores:



Secciones laminadas



Secciones soldadas

Clase	Tipo de perfil	Ala sujeta a compresión	Ala sujeta a compresión y flexión	
			Punta en compresión	Punta en tensión
Distribución de tensiones en elemento (compresión positiva)				
1	Laminado	$ct_f \leq 10 c$	$c / t_f \leq \frac{10 E}{\alpha}$	$c / t_f \leq \frac{10 E}{\alpha \sqrt{\alpha}}$
	Soldado	$ct_f \leq 9 c$	$c / t_f \leq \frac{9 E}{\alpha}$	$c / t_f \leq \frac{9 E}{\alpha \sqrt{\alpha}}$
2	Laminado	$ct_f \leq 11 c$	$c / t_f \leq \frac{11 E}{\alpha}$	$c / t_f \leq \frac{11 E}{\alpha \sqrt{\alpha}}$
	Soldado	$ct_f \leq 10 c$	$c / t_f \leq \frac{10 E}{\alpha}$	$c / t_f \leq \frac{10 E}{\alpha \sqrt{\alpha}}$
Distribución de tensiones en elemento (compresión positiva)				
3	Laminado	$ct_f \leq 15 c$	$ct_f \leq 23 c \sqrt{k_{\sigma}}$ $ct_f \leq 21 c \sqrt{k_{\sigma}}$ para k_{σ} ver tabla 5.3.3	
	Soldado	$ct_f \leq 14 c$		
$\epsilon = \sqrt{235 / f_y}$	f_y	235	275	355
	c	1	0,92	0,81

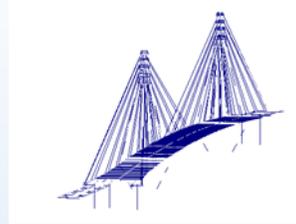
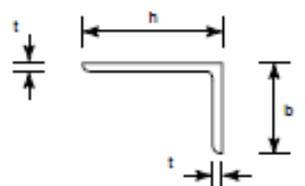
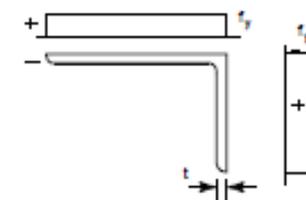
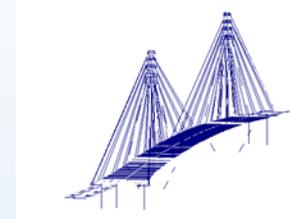
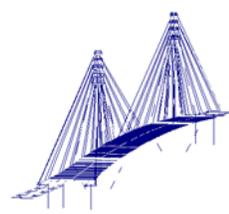


Tabla 4 Relaciones máximas anchura-espesor para elementos en compresión

Tabla 4 Relaciones máximas anchura-espesor para elementos en compresión				
<p>d. Angulos</p>  <p>Véase también (c) "Alas exteriores" (Tabla 3)</p> <p>(No se aplica a los angulares en contacto contiguo con otras piezas)</p>				
Clase	Sección en compresión			
Distribución de tensiones en toda la sección (compresión positiva)				
3	$ht \leq 15 \epsilon$; $(b + h)/2t \leq 11,5 \epsilon$			
e. Secciones tubulares:				
Clase	Sección en flexión y/o compresión			
1	$dt \leq 50 \epsilon^2$			
2	$dt \leq 70 \epsilon^2$			
3	$dt \leq 90 \epsilon^2$			
$\epsilon = \sqrt{235 / f_y}$	f_y	235	275	355
	ϵ	1	0,92	0,81
	ϵ^2	1	0,85	0,66





Propiedades efectivas de las secciones transversales de la Clase 4.

Las propiedades efectivas de las secciones transversales de la Clase 4 se deben basar en la anchura eficaz de los elementos estructurales comprimidos de esta, para permitir la tolerancia necesaria para afrontar la reducción de su resistencia debido al pandeo local.

Los anchos eficaces de los elementos planos comprimidos se obtienen de la tabla 6.4., en el caso de elementos (alas) con bordes rigidizados y de la tabla 6.5 si tienen un borde libre o volador.

El coeficiente de reducción ρ se puede obtener de forma aproximada de la siguiente manera :

$$\text{Cuando } \lambda_p \leq 0.673 : \quad \rho = 1$$

$$\text{Cuando } \lambda_p > 0.673 : \quad \rho = (\lambda_p - 0.22) / \lambda_p^2$$

$$\text{en donde } \lambda_p \text{ es la esbeltez de la chapa dada por : } \lambda_p = \sqrt{\frac{\sigma_e}{\sigma_E}} = \frac{b/t}{28.4 \varepsilon \sqrt{k_c}}$$

siendo :

t = espesor de la chapa

σ_E = es la tensión crítica de abolladura de la placa

k_c = el coeficiente de pandeo correspondiente al valor de ψ de la relación de tensiones que se obtiene de la tabla 6.4., o de la tabla 6.5. según sea procedente.

$$\varepsilon = \sqrt{235 / \sigma_e} \text{ si } \sigma_e \text{ se expresa en MPa}$$

$$\varepsilon = \sqrt{2400 / \sigma_e} \text{ si } \sigma_e \text{ se expresa en Kp/cm}^2$$

$$\varepsilon = \sqrt{34.11 / \sigma_e} \text{ si } \sigma_e \text{ se expresa en Kp/pie}^2$$

b = ancho apropiado de acuerdo a la tabla 6.3., obtenido de la siguiente forma :

b = h en el caso de almas

b = b en el caso de alas con bordes rigidizados (excepto perfiles laminados en caliente o RHS, Rolled Hot Sections)

b = b - 3t para alas de tubos rectangulares

b = c para alas voladas o libres

b = (b + h) / 2 en el caso de angulares de lados iguales

b = h ó (b + h) / 2 en el caso de angulares de lados desiguales

Para determinar las anchuras eficaces de aquellos elementos con alas, se emplea la sección bruta para establecer la relación de tensiones ψ de las tablas 6.4.y.6.5..

Para establecer el ancho eficaz de un alma, la relación de tensiones ψ de la tabla 6.4. se obtiene empleando el área eficaz del ala comprimida y el área bruta del alma.

En general el eje neutro de la sección transversal eficaz se desplaza una distancia **e** con relación al eje neutro de la sección transversal total, lo que ha de considerarse cuando se calculen las propiedades de la sección transversal eficaz, ver figura 6.8..

Igualmente cuando la sección este sometida a un esfuerzo axial N se debe considerar el momento adicional $\Delta M = N e_n$, siendo e_n el desplazamiento de la fibra neutra.

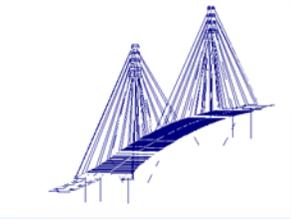


Tabla 6.4. Elementos internos sometidos a compresión						
Distribución de tensiones (compresión positiva)			Ancho eficaz b_{eff}			
			$\psi = 1$			
			$b_{eff} = \rho b$ $b_{e1} = 0.5 b_{eff}$ $b_{e2} = 0.5 b_{eff}$			
			$1 > \psi \geq 0$			
			$b_{eff} = \rho b$ $b_{e1} = \frac{2b_{eff}}{5 - \psi}$ $b_{e2} = b_{eff} - b_{e1}$			
			$\psi < 0$			
			$b_{eff} = \rho b_c = \rho b / (1 - \psi)$ $b_{e1} = 0.4 b_{eff}$ $b_{e2} = 0.6 b_{eff}$			
$\psi = \sigma_2 / \sigma_1$	+1	$1 > \psi > 0$	0	$0 > \psi > -1$	-1	$-1 > \psi > -2$
Coefficiente de pandeo k_σ	4.0	$\frac{8.2}{1.05 - \psi}$	7.81	$7.81 - 6.29\psi + 9.78\psi^2$	23.9	$5.98(1 - \psi)^2$
Alternativamente para $1 \geq \psi \geq -1$ $k_\sigma = \frac{16}{[(1 + \psi)^2 + 0.112(1 - \psi)^2]^{0.5} + (1 + \psi)}$						

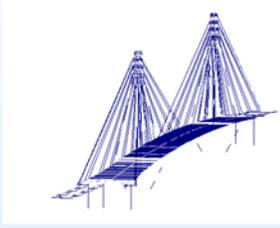
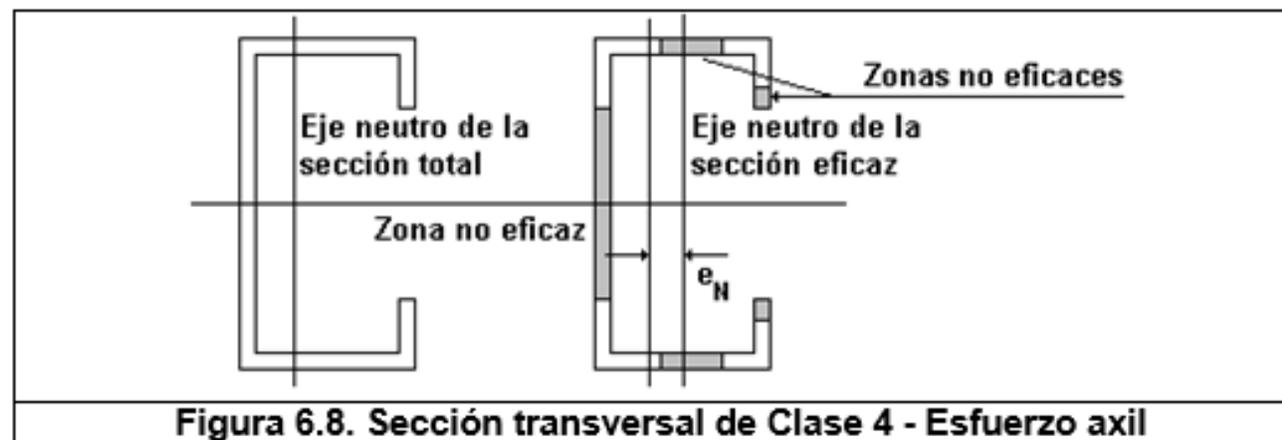
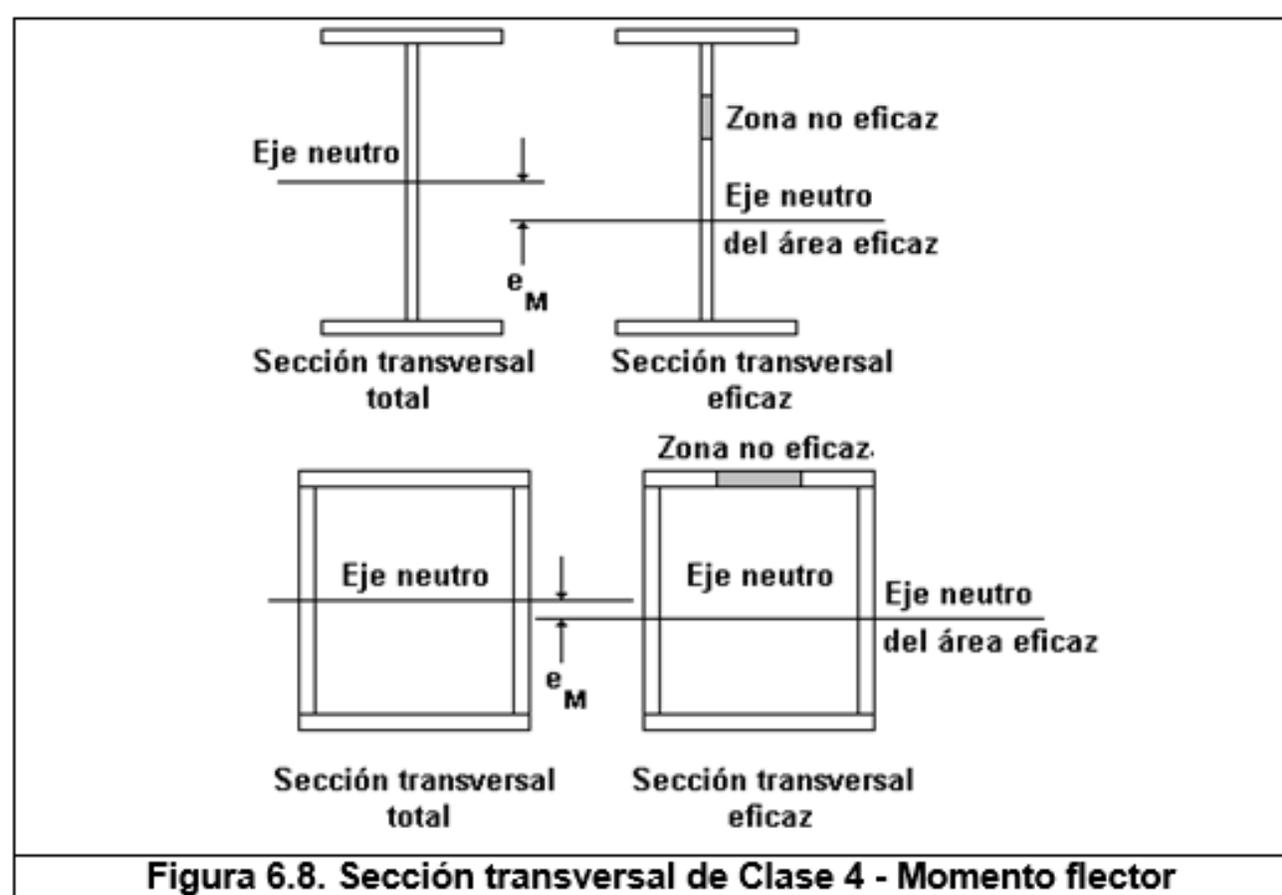
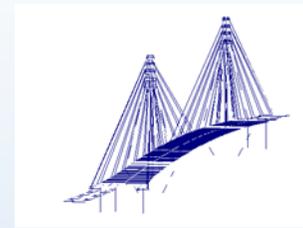
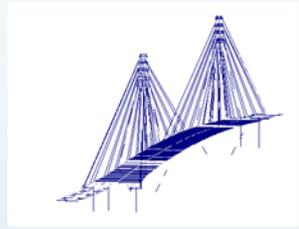


Tabla 6.5. Elementos volados sometidos a compresión					
Distribución de tensiones (compresión positiva)			Ancho eficaz b_{eff}		
			<u>$1 > \psi \geq 0$</u>		
			$b_{eff} = \rho c$		
			<u>$\psi < 0$</u>		
			$b_{eff} = \rho b_c = \rho c / (1 - \psi)$		
$\psi = \sigma_2 / \sigma_1$	+1	0	-1	$1 > \psi > -1$	
Coeficiente de pandeo k_c	0.43	0.57	0.85	$0.57 - 0.21\psi + 0.07\psi^2$	
			<u>$1 > \psi \geq 0$</u>		
			$b_{eff} = \rho c$		
			<u>$\psi < 0$</u>		
			$b_{eff} = \rho b_c = \rho c / (1 - \psi)$		
$\psi = \sigma_2 / \sigma_1$	+1	$1 > \psi > 0$	0	$0 > \psi > -1$	-1
Coeficiente de pandeo k_c	0.43	$\frac{0.578}{\psi + 0.34}$	1.70	$1.7 - 5\psi + 17.1\psi^2$	23.9



EJERCICIOS DE APLICACIÓN



Determinar las características de la sección eficaz de los siguientes elementos:

- a) **Placa interna de 1000x6 en acero S355 sometida a una tensión uniforme de compresión de 3600 kp/cm².**
- b) **La misma placa anterior, con una variación lineal de la tensión, desde una compresión en un extremo de 3600 kp/cm² a una tracción de 2400 kp/cm² en el otro.**
- c) **Placa exterior de 150x8 de acero S355 sobre la que actúa una tensión uniforme de compresión 3600 kp/cm².**

a)

$$\Psi = \sigma_2/\sigma_1 = 3600/3600 = 1$$

$$k_\sigma = 4$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{2400}{F_y}} = \sqrt{\frac{2400}{3600}} = 0.816$$

$$\lambda_p = \frac{b/t}{28.4\varepsilon\sqrt{k_\sigma}} = \frac{100/0.6}{28.4 \times 0.816 \sqrt{4}} = 3.59 > 0.673$$

$$\rho = (\lambda_p - 0.22) / \lambda_p^2 = (3.59 - 0.22) / 3.59^2 = 0.261$$

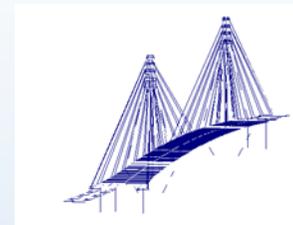
$$b_{\text{eff}} = \rho b = 0.261 \times 100 = 26.1 \text{ cm}$$

$$b_{\text{nef}} = b - b_{\text{eff}} = 100 - 26.1 = 73.9 \text{ cm}$$

$$b_{e1} = 0.5 b_{\text{eff}} = 0.5 \times 26.1 = 13.05 \text{ cm}$$

$$b_{e2} = 0.5 b_{\text{eff}} = 0.5 \times 26.1 = 13.05 \text{ cm}$$

EJERCICIOS DE APLICACIÓN



b)

$$\Psi = \sigma_2/\sigma_1 = -2400/3600 = -0.667$$

$$k_{\sigma} = \frac{16}{\sqrt{(1+\Psi)^2 + 0.112(1-\Psi)^2 + (1+\Psi)}} = \frac{16}{\sqrt{(1-0.667)^2 + 0.112(1+0.667)^2 + (1-0.667)}} = 16.28$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{2400}{F_y}} = \sqrt{\frac{2400}{3600}} = 0.816$$

$$\lambda_p = \frac{b/t}{28.4\varepsilon\sqrt{k_{\sigma}}} = \frac{100/0.6}{28.4 \times 0.816 \sqrt{16.28}} = 1.782 > 0.673$$

$$\rho = (\lambda_p - 0.22) / \lambda_p^2 = (1.782 - 0.22) / 1.782^2 = 0.492$$

$$b_c = b / (1 - \Psi) = 100 / (1 + 0.667) = 60 \text{ cm}$$

$$b_f = b - b_c = 100 - 60 = 40$$

$$b_{\text{eff}} = \rho b / (1 - \Psi) = 0.492 \times 100 / (1 + 0.667) = 29.51 \text{ cm}$$

$$b_{e1} = 0.4 b_{\text{eff}} = 0.4 \times 29.51 = 11.80 \text{ cm}$$

$$b_{e2} = 0.6 b_{\text{eff}} = 0.6 \times 29.51 = 17.70 \text{ cm}$$

c)

$$\Psi = \sigma_2/\sigma_1 = 3600/3600 = 1$$

$$k_{\sigma} = 0.43$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{2400}{F_y}} = \sqrt{\frac{2400}{3600}} = 0.816$$

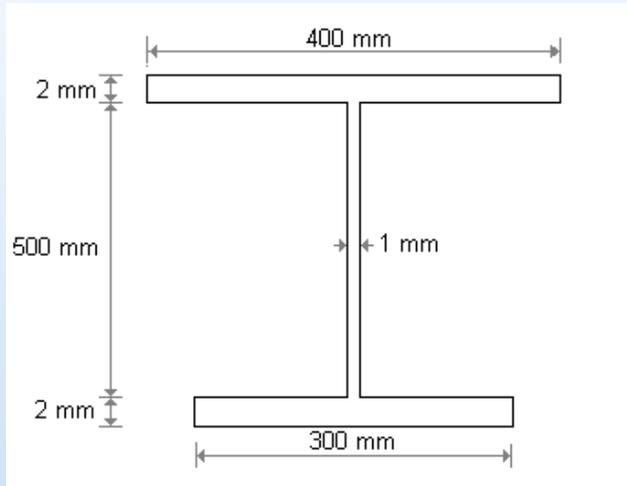
$$\lambda_p = \frac{b/t}{28.4\varepsilon\sqrt{k_{\sigma}}} = \frac{15/0.8}{28.4 \times 0.816 \sqrt{0.43}} = 1.233 > 0.673$$

$$\rho = (\lambda_p - 0.22) / \lambda_p^2 = (1.233 - 0.22) / 1.233^2 = 0.666$$

$$b_{\text{eff}} = \rho b = 0.666 \times 15 = 9.99 \text{ cm}$$

$$b_{\text{nef}} = b - b_{\text{eff}} = 15 - 9.99 = 5.01 \text{ cm}$$

Una viga armada de 10 metros de luz, cuya sección transversal se muestra en la figura, se encuentra construida en acero S235 pudiéndose considerar como empotrada en sus dos extremos.



Si la única solicitación que actúa sobre esta estructura es una sobrecarga uniforme de valor P , (cargas ya mayoradas), la viga se puede considerar arriostrada en su cabeza superior a la mitad de su luz y el peso propio es despreciable, se desea:

- 1) Determinar las siguientes características mecánicas de la sección:
 - Area
 - Posición del centro de gravedad
 - Momentos principales de Inercia
 - Radios de giro
 - Módulos resistentes
- 2) Establecer el máximo valor de P como consecuencia de calcular la estructura en régimen elástico.
- 3) Determinar.
 - El momento elástico
 - El momento plástico
- 4) Catalogar la sección de acuerdo al LRFD y el EC3.
- 5) Establecer el valor de P que origina las dos primeras rótulas plásticas en la estructura.
- 6) Determinar el valor de P que ocasiona el colapso, comparándole con el valor obtenido en el apartado 2 anterior.
- 7) Si el coeficiente de mayoración medio de la sobrecarga P es de 1.45 y la flecha máxima admisible es de $L/500$, determinar si las cargas de los apartados 2 y 5 cumplen el estado límite de deformación.

1)

$$A = 40 \times 2 + 30 \times 2 + 50 \times 1 = 190 \text{ cm}^2.$$

$$Y_g = \frac{40 \times 2 \times 53 + 30 \times 2 + 1 + 50 \times 1 \times 27}{190} = 29.737 \text{ cm}.$$

$$h - Y_g = 54 - 29.737 = 24.263 \text{ cm}.$$

$$I_x = \frac{1}{12} [40 \times 2^3 + 50^3 \times 1 + 30 \times 2^3] + 40 \times 2 \times 23.263^2 + 50 \times 1 \times 2.737^2 + 30 \times 2 \times 28.737^2 = 103680.18 \text{ cm}^4.$$

$$I_y = \frac{1}{12} [2 \times 40^3 + 50 \times 1^3 + 2 \times 30^3] = 15170.83 \text{ cm}^4.$$

$$i_x = \frac{\sqrt{103680.18}}{190} = 23.36 \text{ cm}.$$

$$i_y = \frac{\sqrt{15170.83}}{190} = 8.936 \text{ cm}.$$

$$W_x^s = \frac{103680.18}{24.263} = 4273.18 \text{ cm}^3.$$

$$W_x^i = \frac{103680.18}{29.737} = 3486.57 \text{ cm}^3.$$

El momento estático de la sección del ala superior respecto a la fibra que pasa por el centro de gravedad es :

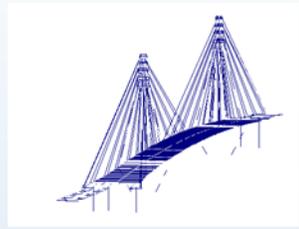
$$S^s = 40 \times 2 \times 23.263 = 1861.04 \text{ cm}^3.$$

El momento estático de la sección que está por encima de la fibra que pasa por el centro de gravedad respecto a ella es :

$$S^g = 1861.04 + 1 \times \frac{22.263^2}{2} = 2108.86 \text{ cm}^3.$$

El momento estático de la sección del ala inferior respecto a la fibra que pasa por el centro de gravedad es :

$$S_i = 30 \times 2 \times 28.737 = 1724.22 \text{ cm}^3.$$



2)

En los empotramientos, que es el punto de la estructura donde los esfuerzos son máximos se tiene:

$$\text{Momento flector } M = \frac{PL^2}{12} = \frac{Px10^2}{12} = 8.333 P$$

$$\text{Esfuerzo cortante } Q = \frac{PL}{2} = \frac{Px10}{2} = 5 P$$

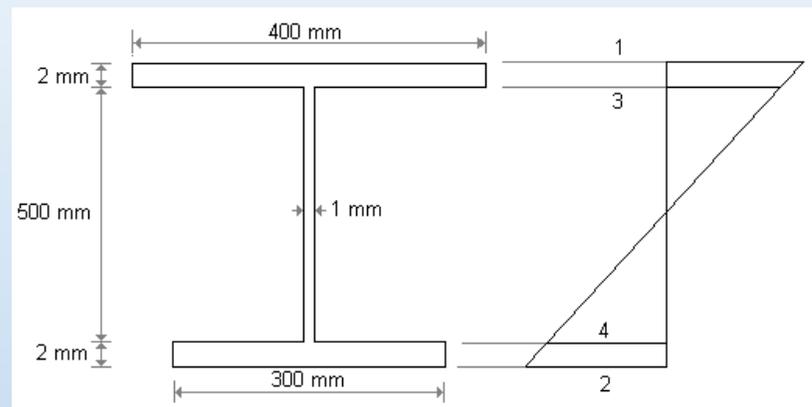


Figura 2.14.

A nivel de sección las fibras más solicitadas corresponden a las extremas, donde son máximas las tensiones debidas al momento, las de unión de las alas con el alma, donde se pueden maximizar las tensiones de Von Mises, y la correspondiente al centro de gravedad, en donde son máximas las tensiones tangenciales.

Se tiene así:

$$\text{Fibra 1: } \sigma = 2400 = \frac{8.333Px10^5}{4273.18} = 195 P \Rightarrow P = 12.307 \text{ ton/m}$$

$$\text{Fibra 2: } \sigma = 2400 = \frac{8.333Px10^5}{3486.57} = 239 P \Rightarrow P = 10.041 \text{ ton/m}$$

Fibra 3

$$\text{Tensiones normales: } \sigma = 195 P \frac{22.263}{24.263} = 178.93 P$$

$$\text{Tensiones tangenciales: } \tau = \frac{5Px1000x1861.04}{1x103680.18} = 89.75 P$$

$$\text{Tensión de Von Mises: } \sigma_{co} = 2400 = \sqrt{178.93^2 + 3x89.75^2} P = 237.02 P \Rightarrow$$

P = 9.042 ton/m

De todas las cargas calculadas esta última es la limitativa dado que es la inferior.

En la fibra del centro de gravedad la carga que se obtiene es netamente superior, en efecto sería:

$$\tau = \frac{5Px1000x2108.86}{1x103680.18} = 101.70 P$$

$$\text{Tensión de Von Mises: } \sigma_{co} = 2400 = 101.70P\sqrt{3} = 265.41 P \Rightarrow$$

P = 13.625 ton/m

Si se emplea, en lugar de la determinación de las tensiones tangenciales por la fórmula de las tensiones macizas, el valor medio del cortante repartido en el área del alma, se obtendría una carga inferior, en efecto:

$$\tau_m = \frac{Q}{h_a t_w} = \frac{5Px1000}{50x1} = 100P$$

Fibra 4

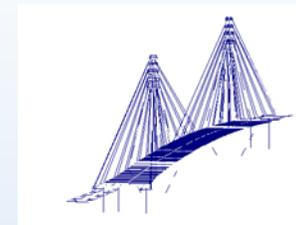
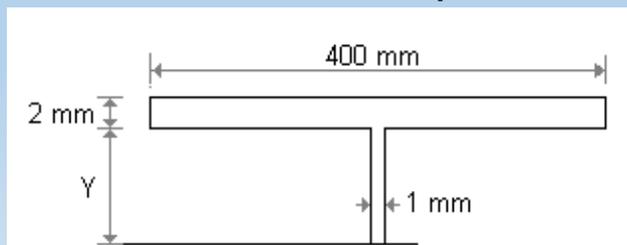
$$\text{Tensión de Von Mises: } \sigma_{co} = 2400 = \sqrt{222.93^2 + 3x100^2} P = 282.31 P \Rightarrow$$

P = 8.50 ton/m

3)

Momento elástico

$$M_e = F_y W = 2400x3486.57 = 8367768 \text{ kpxcm} = 83.68 \text{ Tonxm}$$



La fibra neutra correspondiente al momento plástico divide a la sección en dos partes de igual área de modo que ha de ser, figura 2.15.:

$$40x2+1xY = 190/2 \Rightarrow Y = 15$$

Por consiguiente se encuentra a una distancia de la fibra inferior de valor:

$$Y_p = 54 - 17 = 37 \text{ cm.}$$

El centro de gravedad de la mitad superior de la sección distará de la fibra neutra, correspondiente al momento plástico, un valor:

$$Y_{gsp} = \frac{40x2x16 + 15x1x7.5}{95} = 14.66 \text{ cm}$$

Y el centro de gravedad de la mitad inferior de la sección distará de la fibra neutra, correspondiente al momento plástico, un valor:

$$Y_{gin} = \frac{30x2x36 + 35x1x17.5}{95} = 29.18 \text{ cm}$$

Por lo que el módulo plástico Z será:

$$Z = \frac{A(Y_{gsp} + Y_{gin})}{2} = \frac{190(14.66 + 29.18)}{2} = 4164.8 \text{ cm}^3.$$

Y el momento plástico:

$$M_p = F_y Z = 2400x4164.8 = 9995520 \text{ kpxcm} = 99.96 \text{ Tonxm}$$

El factor de forma es por tanto:

$$\Psi = M_p/M_e = 9995520/8367768 = 1.195$$

4)

Relaciones ancho/espesor de las alas.

1) Ala superior:

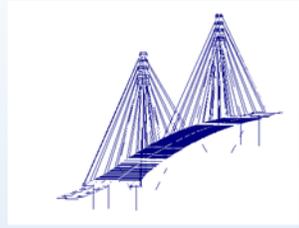
$$\frac{b_f}{2t_f} = \frac{40}{2x2} = 10 \leq \frac{545}{\sqrt{2400}} = 11.12$$

2) Ala inferior

$$\frac{b_f}{2t_f} = \frac{30}{2x2} = 7.5 \leq \frac{545}{\sqrt{2400}} = 11.12$$

3) Alma

$$\frac{h_a}{t_w} = \frac{50}{1} = 50 \leq \frac{5370}{\sqrt{2400}} = 109.12$$



Distancia entre arriostramientos del ala comprimida:

$$L_1(m) = \frac{0.639b_t}{\sqrt{F_y}} = \frac{0.639x400}{\sqrt{2400}} = 5.21 \text{ m.}$$

$$L_2(m) = \frac{1420}{F_y h/(b_f t_f)} = \frac{1420}{2400x540/400x20} = 8.77 \text{ m.}$$

La comparación debe hacerse para el ala superior con la longitud existente entre el punto de la directriz donde comienza a comprimirse y el punto medio y para la inferior entre aquel punto y el empotramiento más próximo, pero dado que ambas catidades son inferiores a la mitad de la viga, 5.0 m, y al ser:

$L_c = 5.21 > 5.00$ la sección es **compacta** de acuerdo al LRFD

$$\varepsilon = \sqrt{2400/F_y} = 1$$

$h_a/t_w = 50/1 = 50$ **Alma** flectada \Rightarrow **Clase 1** ($50 \leq 72\varepsilon$)

Alas:

Superior:

$$c = b_f/2 = 40/2 = 20$$

$$t_f = 2$$

$$c/t_f = \text{armada} = 20/2 = 10 > 9\varepsilon = 9 \text{ pero } \leq 10\varepsilon = 10 \Rightarrow \text{Clase 2}$$

Inferior:

$$c = b_f/2 = 30/2 = 15$$

$$t_f = 2$$

$$c/t_f = \text{armada} = 15/2 = 7.5 \leq 9\varepsilon = 9 \Rightarrow \text{Clase 1}$$

Por lo que la sección se engloba en **Clase 2**.

5)

El valor de P que origina las dos primeras rótulas, que se formarán en los empotramientos, corresponderá al instante en que el momento que se alcance en estos coincida con el momento plástico

$$M_p = PL^2/12$$

Es decir cuando sea:

$$M_p = 99.96 \approx 100 \text{ tonxm} = \frac{Px10^2}{12} \Rightarrow P=12 \text{ ton/m}$$

Si se considera un coeficiente de seguridad adicional del 12% tal como emplea la norma española EA95 será:

$$P = \frac{12}{1.12} = 10.71 \text{ ton/m}$$

La tensión tangencial inducida por el cortante será:

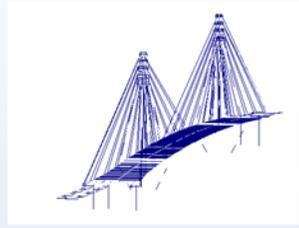
$$\text{Al ser el cortante } Q = \frac{10.71 \times 10}{2} = 53.55 \text{ ton}$$

Con lo que:

$\tau = \frac{53550}{50 \times 1} = 1071 \text{ kp/cm}^2$. Y dado que es $0.55F_y = 0.55 \times 2400 = 1320 \geq 1071$, no es necesario considerar reducción alguna del momento plástico.

6)

Como la sección es de la Clase 2 la estructura según el EC3 no es capaz de llegar al colapso, tal como se calcula mediante el método global plástico, al carecer de la capacidad de rotación suficiente. Si se toma como norma de diseño el LRFD, al estar la sección catalogada como compacta, si se puede efectuar este cálculo.



La sección central se encuentra sometida a un momento flector de valor:

$$M = \frac{PL^2}{24} = \frac{M_p}{2}$$

La tercera rótula que agota la estructura se formará incrementando P en un valor q tal que:

$$\frac{qL^2}{24} = M_p - \frac{M_p}{2} = \frac{M_p}{2} = 50 \text{ Tm.}$$

Luego:

$$q = \frac{8 \times 50}{10^2} = 4 \text{ Ton/m}$$

Y considerando, como anteriormente un coeficiente de seguridad adicional de 1.12 será:

$$q = \frac{4}{1.12} = 3.57 \text{ Ton/m}$$

Con lo que la carga final que agota la estructura es:

$$P = 10.71 + 3.57 = 14.28 \text{ T/ml.}$$

Frente a:

$$P = 9.04 \text{ T/ml.}$$

Por tanto $14.28/9.04=1.58$ veces más.

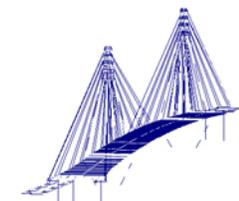
7)

En régimen elástico la flecha máxima es:

$$f_{\max} = \frac{PL^4}{384EI} = \frac{9.04/1.45 \times 10^4 \times 10 \times 10^8}{384 \times 2.1 \times 10^6 \times 103680.18} = 0.75 \text{ cm.}$$

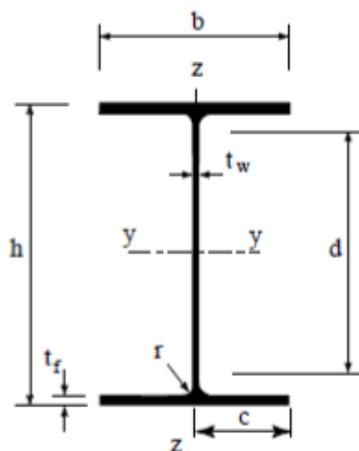
$L/500 = 1000/500 = 2 \text{ cm.} > 0.75 \text{ cm.}$ Luego cumple el estado límite de deformación para este caso.

En el caso de considerar la carga que agota la estructura en régimen global plástico:



SECCIÓN SOMETIDA A COMPRESIÓN

1 Sección HEA 500



Datos:

$$f_y = 235 \text{ N/mm}^2$$

$$e = \sqrt{235 / f_y} = 1$$

$$h = 490 \text{ mm.}$$

$$b = 300 \text{ mm.}$$

$$t_f = 23 \text{ mm.}$$

$$t_w = 12 \text{ mm.}$$

$$r = 27 \text{ mm.}$$

$$d = h - 2t_f - 2r = 390 \text{ mm.}$$

$$c = 0,5 b = 150 \text{ mm.}$$

Clasificación del ala:

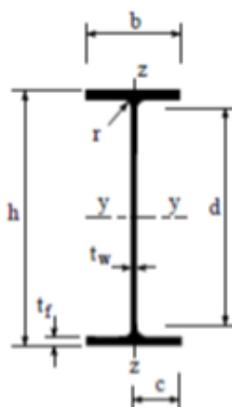
$$\frac{c}{t_f} = \frac{150}{23} = 6,5 < 9 e = 9 : \text{ Clase 1}$$

Clasificación del alma:

$$\frac{d}{t_w} = \frac{390}{12} = 32,5 < 33 e = 33 : \text{ Clase 1}$$

Por tanto, puede considerarse que la sección pertenece a la Clase 1.

2 Sección IPE 600



Datos:

$$f_y = 355 \text{ N/mm}^2$$

$$e = \sqrt{235 / f_y} = 0,81$$

$$h = 600 \text{ mm.}$$

$$b = 220 \text{ mm.}$$

$$t_f = 19 \text{ mm.}$$

$$t_w = 12 \text{ mm.}$$

$$r = 24 \text{ mm.}$$

$$d = h - 2t_f - 2r = 514 \text{ mm.}$$

$$c = 0,5 b = 110 \text{ mm.}$$

Clasificación del ala:

$$\frac{c}{t_f} = \frac{110}{19} = 5,8 < 9 e = 7,3 : \text{ Clase 1}$$

Clasificación del alma:

$$\frac{d}{t_w} = \frac{514}{12} = 42,8 > 42 e = 34,0 : \text{ Clase 4}$$

SECCIÓN SOMETIDA A FLEXIÓN

1 Sección HEA 500

Como la sección es de Clase 1 a compresión forzosamente será de esta clase a flexión

2 Sección IPE 600

Se pueden considerar dos casos distintos:

a) Flexión por el eje y-y:

Si se considera que las alas están sometidas a compresión o tracción uniforme, su clasificación es:

$$\frac{c}{t_f} = \frac{110}{19} = 5,8 < 9 e = 7,3 : \text{ Clase 1}$$

El alma está sometida a flexión y su clasificación es:

$$\frac{d}{t_w} = \frac{514}{12} = 42,8 < 72 e = 58,3 : \text{ Clase 1}$$

Por tanto, se puede considerar que la sección pertenece a la Clase 1.

b) Flexión por el eje z-z:

Si se presume que la sección está completamente plastificada, las alas están sometidas a compresión o tracción uniforme. En este caso, las alas se clasifican así:

$$\frac{c}{t_f} = \frac{110}{19} = 5,8 < 9 e = 7,3 : \text{ Clase 1}$$

Las observaciones sobre el alma de la sección HEA 500 sometida a flexión por el eje z-z, son válidas para este caso.

Así, la sección puede considerarse perteneciente a la Clase 1.

SECCIÓN SOMETIDA A FLEXIÓN Y COMPRESIÓN

Sección IPE 600

La sección está sometida a flexión por el eje y-y y a una fuerza axial de 1200 kN.

Clasificación del ala:

$$\frac{c}{t_f} = 5,8 < 10\varepsilon = 8,1: \quad \text{Clase 1}$$

Clasificación del alma:

$$\frac{d}{t_w} = 42,8$$

Este valor es más bajo que cualquier límite del alma en flexión pura ($72\varepsilon = 58,3$), pero supera el valor límite de la Clase 3 ($42\varepsilon = 34$) en compresión pura. La cuestión que hay que resolver es: "¿Con qué clase de reparto de tensiones vamos a contar, elástico o plástico?".

Supongamos primero una redistribución totalmente plástica:

Por lo tanto:

$$N_{Sd} = d_N \times t_w \times f_y$$

$$\alpha d = (d + d_N)/2$$

siendo

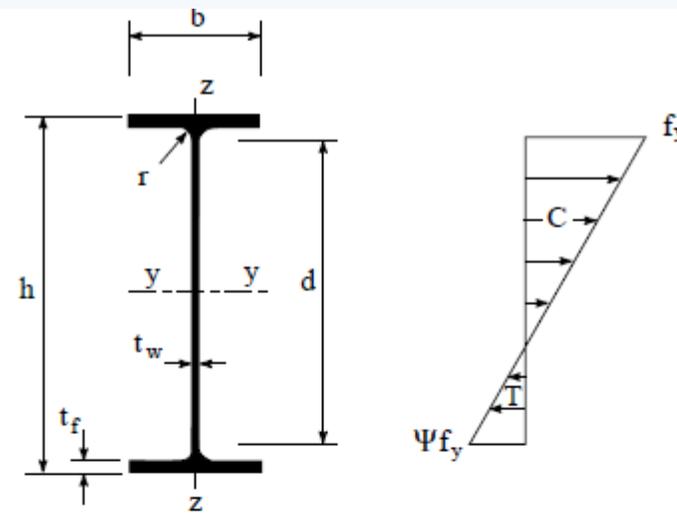
$$\alpha = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{d_N}{d} \right) = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{N_{Sd}}{t_w f_y d} \right) = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1200 \times 10^3}{12 \times 355 \times 514} \right) = 0,774$$

Se observa que el límite (d/t) de la Clase 2, es decir,

$$\frac{456\varepsilon}{13\alpha - 1} = 40,8$$

se supera.

Lo que quiere decir que debe adoptarse redistribución elástica de tensiones.



El reparto de tensiones en el alma que se considera es tal que la fibra extrema en compresión está en fluencia.

La tensión debida al momento flector es igual a b . Las tensiones en las fibras extremas del alma vienen dadas por las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} \text{en compresión:} \quad f_y &= \sigma_b + N_w/d.t_w = \sigma_b + N_{Sd}/A \\ \Psi.f_y &= -\sigma_b + N_w/d.t_w = -\sigma_b + N_{Sd}/A \end{aligned}$$

siendo N_w la parte del esfuerzo axial que incide en el alma, y

$$N_w = (A_w/A) N_{Sd}$$

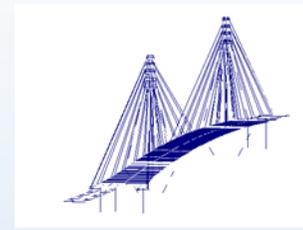
$$A_w = d.t_w$$

A el área de la sección

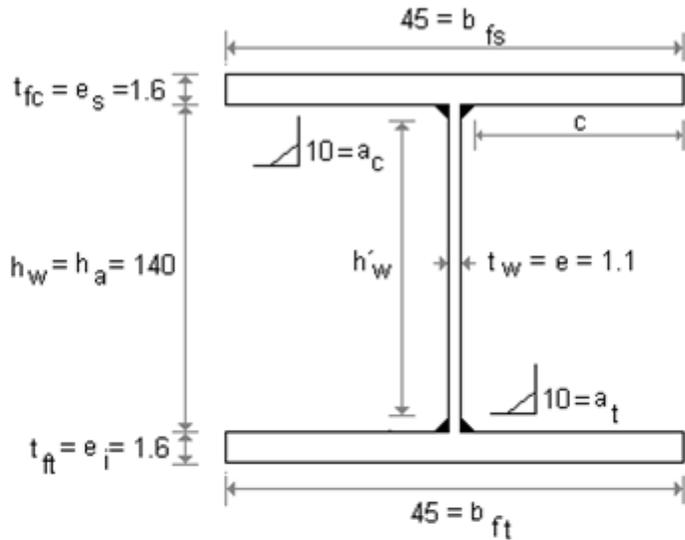
De las dos relaciones anteriores tenemos:

$$\Psi = \frac{2N_{Sd}}{f_y A} - 1 = -0,567 > -1 \quad \text{y } d/t_w \text{ (límite)} = \frac{42\varepsilon}{0,67 + 0,33\Psi} = 70,45$$

$$\frac{d}{t_w} = 48,8 < 70,45 \quad \text{Clase 3, por lo que la sección es Clase 3}$$



La sección de la Figura se encuentra formada por dos alas iguales de 45x16 y un alma de 140x11 construida en acero A36. Clasificar la sección, de acuerdo al EC3 calculando las características mecánicas de su sección eficaz si es de la Clase 4, estableciendo el momento flector de agotamiento a flexión pura.



$$A = 2 \times 45 \times 1.6 + 140 \times 1.1 = 298 \text{ cm}^2$$

El vuelo de cálculo de las alas (c), será:

$$c = \frac{b_{fc}}{2} - \frac{t_w}{2} - \sqrt{2} a_c = \frac{45}{2} - \frac{1.1}{2} - \sqrt{2} \times 1 = 20.54 \text{ cm.}$$

El canto de cálculo del alma es:

$$h'_w = h_w = -\sqrt{2} (a_c + a_t) = 140 - 2\sqrt{2} = 137.17 \text{ cm}$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{2400}{F_y}} = \sqrt{\frac{2400}{2534}} = 0.9732$$

Alas

$$10\varepsilon = 9.732 < \frac{c}{t_{fc}} = \frac{20.54}{1.6} = 12.84 < 14\varepsilon = 13.62$$

Luego el ala comprimida es de la Clase 3

Alma

$$\frac{h'_w}{t_w} \frac{137.17}{1.1} = 124.7 > 124\varepsilon > 120.65$$

Luego el alma es de la Clase 4, con lo que la sección queda encuadrada en esta misma categoría.

Para calcular las características de la sección eficaz es necesario efectuar un proceso iterativo.

Inicialmente, al no ser necesario reducir la sección del ala comprimida, al ser de la Clase 3, se considerará la sección bruta total.

En ella es:

$$\sigma_1 = -\sigma_2 \Rightarrow \Psi = \frac{\sigma_1}{\sigma_2} = (-1) \frac{137.17/2}{137.17/2} = -1$$

Con lo que $k_\sigma = 23.88$ y la esbeltez del alma es:

$$\lambda_p = \frac{h'_w/t_w}{28.4\varepsilon\sqrt{k_\sigma}} = \frac{137.17/1.1}{284 \times 0.973 \sqrt{23.88}} = 0.9233 > 0.673$$

$$\rho = (\lambda_p - 0.22) / \lambda_p^2 = 0.8250$$

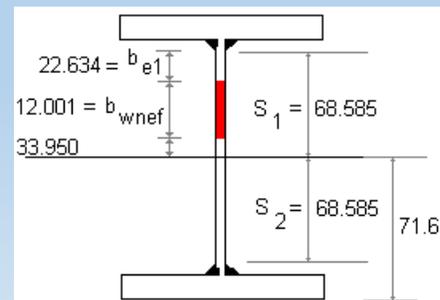
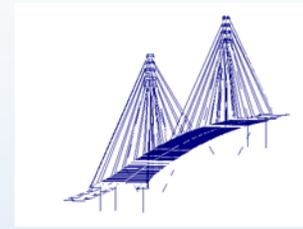
$$h_{ef} = \rho h'_w / (1 - \Psi) = 0.8250 \times 137.17 / (1 + 1) = 56.584 \text{ cm}$$

$$b_{e1} = 0.4 h_{ef} = 22.634 \text{ cm}$$

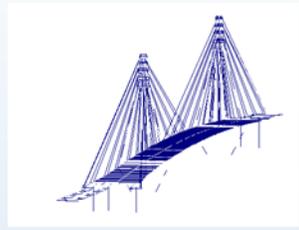
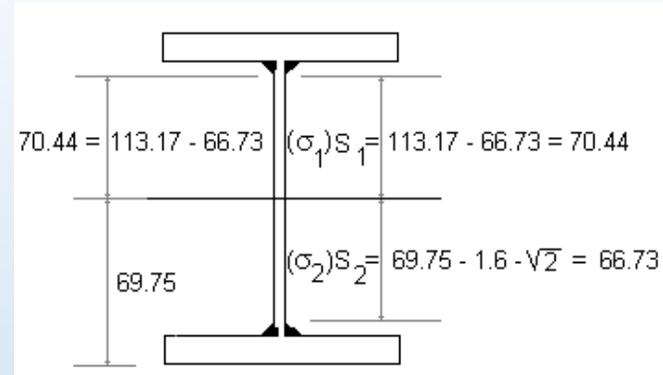
$$b_{e2} = 0.6 h_{ef} = 33.950 \text{ cm}$$

$$h_{nef} = 68.585 - 56.584 = 12.001$$

$$y_g = \frac{298 \times 71.6 - 12.001 \times 1.1 \times (71.6 + 33.950 + 12.001)}{298 - 12.001 \times 1.1} = 69.748 \text{ cm.}$$



Para establecer el nuevo valor de Ψ se tiene:



$$\Psi = -\frac{66.734}{70.436} = -0.947$$

$$k_\sigma = 7.81 - 6.29\Psi + 9.78\Psi^2 = 22.548$$

$$\lambda_p = \frac{4.511}{\sqrt{k_\sigma}} = 0.950 > 0.673$$

$$\rho = (0.950 - 0.22) / 0.950^2 = 0.809$$

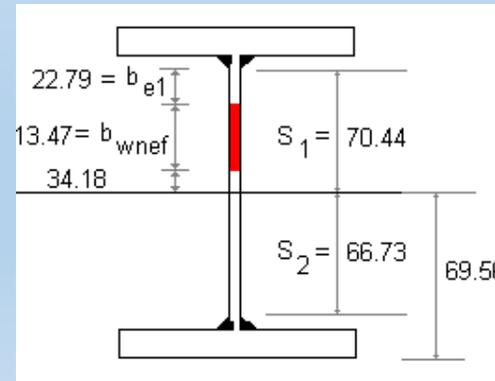
$$h_{ef} = 0.809 \times 137.17 / 1.947 = 56.97$$

$$b_{e1} = 0.4h_{ef} = 22.79 \text{ cm}$$

$$b_{e2} = 0.6h_{ef} = 34.18 \text{ cm}$$

$$h_{nef} = 70.44 - 56.97 = 13.47$$

$$y_g = \frac{298 \times 71.6 - 13.47 \times 1.1 \times (69.75 + 34.18 + 13.47/2)}{298 - 13.47 \times 1.1} = 69.556 \text{ cm.}$$



Repitiéndose el procedimiento para las sucesivas iteraciones.