

CAPITULO 3. INESTABILIDAD DE PLACAS

GENERALIDADES

Veremos a continuación algunos conceptos relativos al problema de inestabilidad de las placas cargadas en su plano. Se enfatizarán especialmente aquellos aspectos en los que, si consideramos que las placas son parte integrante de la sección de un perfil (en este caso, son placas las alas, el alma, elementos planos en voladizo de una sección, etc.), sus proporciones son decisivas en la resistencia local y por lo tanto, global del miembro al cual pertenecen.

El análisis de la inestabilidad de placas ha sido vastamente tratado en numerosos textos (*"Theory of Elastic Stability"* Timoshenko & Gere, McGraw-Hill, Capítulo 9- *Stabilitätstheorie*, Tomo II, Burgermeister-Steup, Berlin, Capítulo 10 – *"Buckling Strength Metal Structures"* F. Bleich, McGraw Hill, Capítulo IX, etc.) por lo tanto, a ellos remitimos al lector para ahondar sus estudios. Aquí mostraremos sólo algunos aspectos y conclusiones más relevantes sobre el tema, que nos permitan una mejor comprensión de los procedimientos de verificación incluidos en las Especificaciones.

3.1 INESTABILIDAD DE PLACAS EN RÉGIMEN ELÁSTICO

Consideraremos una placa rectangular cargada en su plano y apoyada en sus cuatro bordes, para determinar los valores críticos de las tensiones de "abollamiento" o de pandeo de la placa, estableceremos las siguientes hipótesis básicas:

- 1) El material de la placa es isótropo y homogéneo.
- 2) El módulo de elasticidad del material es lineal y de validez indefinida (Ley de Hooke)
- 3) Se cumple la teoría de flexión de placas: Secciones planas, Navier-Bernoulli.
- 4) La placa es matemáticamente plana.
- 5) Las cargas, perfectamente centradas, están contenidas en el plano medio de la placa.
- 6) Las deformaciones son muy pequeñas $\frac{dw}{dx} = \frac{dw}{dy} \ll 1$

De la Teoría de la Flexión de las Placas conocemos la ecuación diferencial de la elástica de deformación de una placa cargada con una carga uniformemente distribuida q perpendicular a su plano:

$$\frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = -\frac{q}{D} \quad (3.1)$$

en la que: w : es la ordenada en dirección z de la elástica de deformación de la placa.

D : es la rigidez a flexión de la placa:

$$D = \frac{E \cdot t^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (3.2)$$

en la que: t : es el espesor de la placa.

ν : es el coeficiente de Poisson.

En forma compacta podemos escribir:

$$\nabla^4 w = -\frac{q}{D} \quad (3.3)$$

Imaginemos que la placa así deformada, es cargada con un sistema de cargas distribuidas en equilibrio N_x , N_y y N_{xy} aplicadas en sus bordes y contenidas en su plano. Al mismo tiempo, si suponemos que la carga q es eliminada ($q=0$) la ecuación diferencial de la elástica de deformación puede ser escrita en forma compacta como:

$$\nabla^4 w = \frac{1}{D} \left(N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)$$

La solución de esta ecuación diferencial es relativamente sencilla si los valores de N_x , N_y y N_{xy} son constantes y están relacionados entre sí mediante un multiplicador simple, por ejemplo:

$$N_y = \alpha \cdot N_x$$

$$N_{xy} = \beta \cdot N_x$$

en caso contrario, la determinación de las raíces de la ecuación diferencial se complica considerablemente.

Un camino alternativo más sencillo es aplicar un criterio energético en el que se iguala el trabajo de las fuerzas interiores de la placa deformada, con el trabajo de las fuerzas exteriores. En este último caso, se desprecia la componente de trabajo debida al desplazamiento u y v de los bordes de la placa, en el sentido de la aplicación de las fuerzas. La condición de equilibrio, después de algunas consideraciones, queda expresada:

$$\iint \left[N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + N_y \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + 2N_{xy} \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial x} \right] dx dy$$

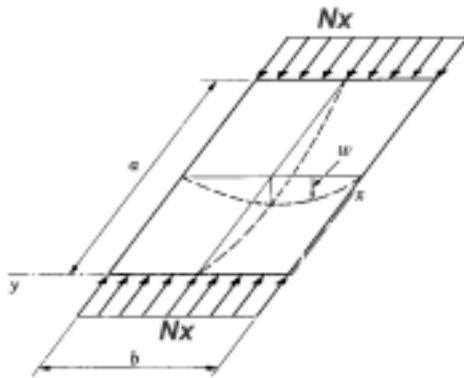
$$+ \frac{D}{2} \iint \left\{ \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) - 2(1-\nu) \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 \right] \right\} dx dy = 0$$

En la que la primera integral representa la energía de deformación acumulada por el alargamiento del plano medio de placa durante la deformación y la segunda representa la energía acumulada por flexión de la placa.

3.1.1) Abollamiento de placas simplemente apoyadas en sus cuatro bordes uniformemente comprimida en una dirección.

- Hipótesis:
- a) Carga uniformemente distribuida en una dirección, aplicada en el plano medio de la placa.
 - b) Bordes infinitamente rígidos a flexión y compresión.

La solución de la ecuación diferencial es una doble serie que representa una superficie deformada senoidal en ambas direcciones:



$$w = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} a_{mn} \cdot \sin \frac{m\pi x}{a} \cdot \sin \frac{n\pi y}{b}$$

- en la que :
- m : es el número de semiondas en la dirección de b .
 - n : es el número de semiondas en la dirección de a .
 - a_{mn} : es la amplitud de las semiondas.

Resolviendo la ecuación diferencial (Ver *Timoshenko-Gere*, O.C.) y buscando un valor mínimo de la solución, resulta un primer valor crítico de N_x :

$$N_x = \frac{\pi^2 a^2 D}{m^2} \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2$$

Obtendremos un valor aún menor si hacemos $n = 1$, lo cual implica, que en sentido perpendicular al esfuerzo, se produce solo una semionda:

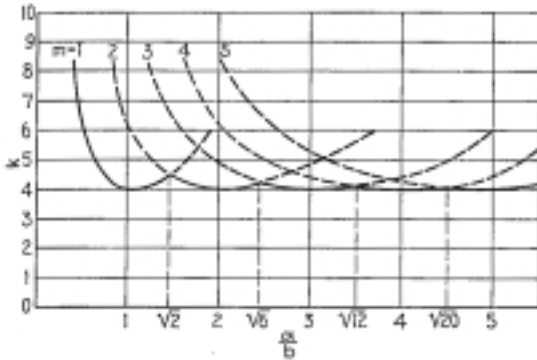
$$N_{xcr} = \frac{\pi^2 D}{b^2} \left(\frac{1}{m} \frac{a}{b} + m \frac{b}{a} \right)^2$$

Dividiendo por el espesor t podemos escribir el valor de la tensión crítica de abollamiento:

$$\sigma_{ki} = \frac{N_{xcr}}{t} = k \frac{\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \frac{t^2}{b^2}$$

en la que: $k = \frac{\alpha}{m} + \frac{m}{\alpha}$ es el coeficiente de abolladura y

$\alpha = \frac{a}{b}$ coeficiente que define la forma de la placa (corta o alargada)



El coeficiente de abolladura k queda definido por un conjunto de curvas de parámetro m ($m = 1, 2, 3$, etc.) y es función del coeficiente de forma α . El valor mínimo, obtenido mediante una simple derivación, de k para todas las curvas paramétricas es $k = 4$.

De esta manera, una vez definidas las características geométricas de la placa (a , b y t) quedará perfectamente establecida la tensión crítica de abollamiento para una carga uniformemente distribuida en uno de sus bordes. Para modificar los valores que se obtienen de esta

tensión crítica podemos actuar sobre el espesor t y sobre la altura b de la placa.

3.1.2) Abollamiento de placas simplemente apoyadas en dos de sus bordes, con diferentes condiciones de vínculo en los otros dos bordes paralelos a la dirección de la carga uniformemente comprimida.

En este caso, la tensión crítica ideal de abollamiento está dada por:

$$\sigma_{cr} = k \frac{\pi^2 D}{b^2 t}$$

y en la que el coeficiente de abolladura k depende de las condiciones de vínculo de los bordes paralelos a las cargas.

3.1.2.1) Para el caso en que uno de los bordes paralelos al esfuerzo de compresión es un borde libre y el otro está simplemente apoyado

Para $m = 1$ y valores de α relativamente grandes es, aproximadamente:

$$k = \left(0.456 + \frac{1}{\alpha^2} \right) \quad \text{Según Timoshenko-Gere O.C. página 362.}$$

$k = 0.43$ Según "El Acero en la Construcción" Tabla 8, página 686. (No especifica α).

3.1.2.2) Para el caso en que uno de los bordes paralelos al esfuerzo de compresión es un borde libre y el otro está empotrado:

Para $m = 1$ y valores de α relativamente pequeños es, aproximadamente:

Para $\alpha = 1.60$
 $k = 1.33$ Según Timoshenko-Gere O.C. página 364 Tabla 9-3.

Para $\alpha \geq 1.63$
 $k = 1.28$

Según "El Acero en la Construcción" Tabla 8,
 página 686.

3.1.3) Abollamiento de placas simplemente apoyadas en sus cuatro bordes, bajo cargas distribuidas linealmente aplicadas sobre dos de sus bordes y originadas por una sollicitación de flexión simple.



Para: $\psi = \frac{\sigma_o}{\sigma_u} = \frac{\sigma_1}{\sigma_2} = -1 \quad m=1 \quad \text{y} \quad \alpha \geq \frac{2}{3}$

$k = 23.9$

Según Timoshenko-Gere O.C. página 377 Tabla 9-6 y "El Acero en la Construcción" Tabla 6, página 656.

3.2 INESTABILIDAD DE PLACAS EN EL PERIODO ANELASTICO

El estudio del pandeo de placas en período plástico se basa principalmente en la teoría desarrollada por HAAIJER y THÜRLIMANN ("Cálculo Plástico de las Construcciones", Ch. Massonnet y M. Save, Tomo I) basada en las propiedades de un acero de las siguientes características:

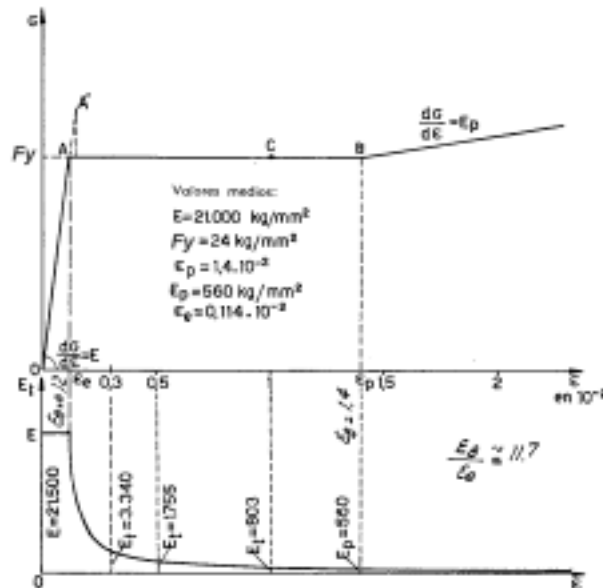
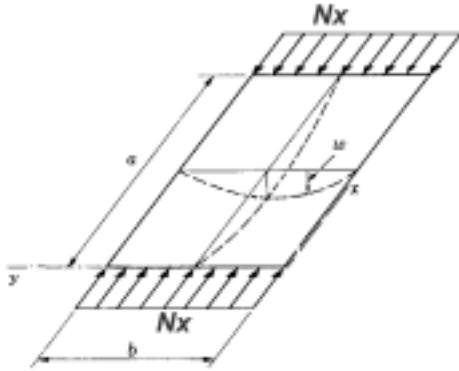


Figura 3.1

- 1) El acero cumple con el diagrama de tensiones-deformaciones indicado a continuación en la Figura 3.1.
- 2) La plastificación del acero se produce de manera discontinua por bandas de deslizamiento (Releer "Resistencia de Materiales" Timoshenko T.II Art.75 Pág. 414) de modo que el acero es o bien elástico (Punto A Figura 3.1) o bien alargado hasta la plastificación (Punto B).
- 3) Por las razones anteriores el acero estirado (deformado, plastificado, etc) es homogéneo y ortótropo, su rigidez (o su módulo de elasticidad E) varía con la dirección considerada.
- 4) Se cumple la ley de conservación de las secciones planas (NAVIER-BERNOULLI) de manera que la distribución de las deformaciones específicas es lineal en el espesor de la placa.

5) Se admite que el pandeo se produce bajo carga creciente (Primera Teoría de ENGESSER y SHANLEY) y no se produce en ninguna fibra inversión en el sentido de las deformaciones plásticas y por lo tanto, ningún tipo de recuperación elástica.

3.2.1) Abollamiento de Placas Uniformemente Comprimidas



Placa de material **elástico**, ortótropa, con tres direcciones de anisotropía. La ecuación diferencial de equilibrio elástico es:

$$D_x \frac{\delta^4 w}{\delta^4 x} + 2H \frac{\delta^4 w}{\delta^2 x \delta^2 y} + D_y \frac{\delta^4 w}{\delta^4 y} = \frac{12}{e^2} \cdot \sigma_x \frac{\delta^2 w}{\delta^2 x}$$

En la cual:

$$D_x = \frac{E_x}{1 - \nu_x \nu_y}$$

$$D_y = \frac{E_y}{1 - \nu_x \nu_y}$$

$$2.H = D_{xy} + D_{yx} + G$$

$$D_{xy} = \nu_y D_x$$

$$D_{yx} = \nu_x D_y$$

$E_x; E_y$:	Módulos de elasticidad en las direcciones x e y
G :	Módulo de elasticidad transversal
$\nu_x; \nu_y$:	Módulos de Poisson
e ó a :	Espesor de la placa de ala y de alma respectivamente
$w(x,y)$:	Ordenada de la elástica del plano medio en la dirección z (\perp a xy)

Como por la hipótesis 5) no se produce descarga durante el proceso de pandeo plástico, los módulos E_x y E_y serán módulos tangentes en las direcciones x e y, es decir:

$$E_x = \frac{\delta \sigma_x}{\delta \epsilon_x}; \quad E_y = \frac{\delta \sigma_y}{\delta \epsilon_y}$$

y los módulos de Poisson de contracción plástica estarán definidas por:

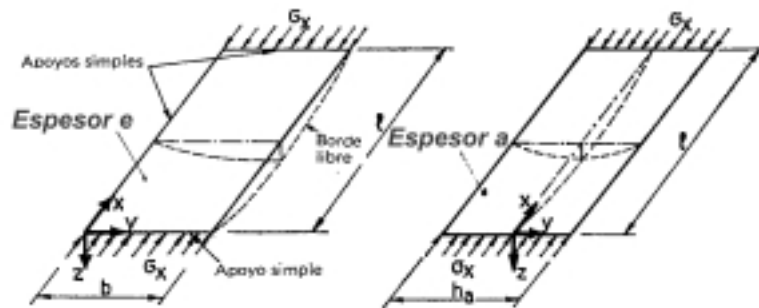
$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial \epsilon_y} = -\frac{E_x}{\nu_x}; \quad \frac{\partial \sigma_y}{\partial \epsilon_x} = -\frac{E_y}{\nu_y}; \quad \text{y} \quad G = \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial \gamma_{xy}}$$

Las tensiones críticas de **pandeo plástico** fueron determinadas aplicando los métodos propuestos por GIRKMANN y a partir de los cuales HAAIJER da los siguientes valores de tensiones críticas, en la Tabla I, para placas de alma y de ala y distintas condiciones de vínculo.

TABLA I
Resumen de algunas soluciones límites de la ecuación

Placa	Condiciones de contorno	Expresiones de la tensión crítica y de la longitud de alabeo
Placa de Ala	$x = 0 \left\{ \begin{array}{l} \text{apoyo} \\ \text{simple} \end{array} \right.$ $x = l \left\{ \begin{array}{l} \text{simple} \\ \text{libre} \end{array} \right.$ $y = 0 \left\{ \begin{array}{l} \text{libre} \end{array} \right.$ $y = b \left\{ \begin{array}{l} \text{libre} \end{array} \right.$	$\sigma_{cr} = \left(\frac{e}{b}\right)^2 \left[\frac{\pi^2}{12} D_x \left(\frac{b}{l}\right)^2 + G_t \right]$ para una placa muy larga, $\sigma_{cr} = \left(\frac{e}{b}\right)^2 G_t$
	$x = 0 \left\{ \begin{array}{l} \text{apoyo} \\ \text{simple} \end{array} \right.$ $x = l \left\{ \begin{array}{l} \text{simple} \\ \text{libre} \end{array} \right.$ $y = 0 \left\{ \begin{array}{l} \text{empotrado} \\ \text{libre} \end{array} \right.$ $y = b \left\{ \begin{array}{l} \text{libre} \end{array} \right.$	$\sigma_{cr} = \left(\frac{e}{b}\right)^2 [0,769 \sqrt{D_x D_y} - 0,270 (D_{xy} + D_{yx}) + 1,712 G_t]$ $\frac{l}{h_a} = 1,46 \sqrt{\frac{D_x}{D_y}}$
Placa de Alma	$x = 0 \left\{ \begin{array}{l} \text{apoyo} \\ \text{simple} \end{array} \right.$ $x = l \left\{ \begin{array}{l} \text{simple} \\ \text{libre} \end{array} \right.$ $y = -\frac{h_a}{2} \left\{ \begin{array}{l} \text{apoyo} \\ \text{simple} \end{array} \right.$ $y = +\frac{h_a}{2} \left\{ \begin{array}{l} \text{simple} \end{array} \right.$	$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2}{12} \left(\frac{a}{h_a}\right)^2 [2 \sqrt{D_x D_y} + D_{xy} + D_{yx} + G_t]$ $\frac{l}{h_a} = 0,66 \sqrt{\frac{D_x}{D_y}}$ $\sigma_{cr} = 22200 / \left(\frac{h_a}{a}\right)^2$
	$x = 0 \left\{ \begin{array}{l} \text{apoyo} \\ \text{simple} \end{array} \right.$ $x = l \left\{ \begin{array}{l} \text{simple} \\ \text{libre} \end{array} \right.$ $y = -\frac{h_a}{2} \left\{ \begin{array}{l} \text{empotrado} \\ \text{libre} \end{array} \right.$ $y = +\frac{h_a}{2} \left\{ \begin{array}{l} \text{libre} \end{array} \right.$	$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2}{12} \left(\frac{a}{h_a}\right)^2 [4,554 \sqrt{D_x D_y} + 1,237 (D_{xy} + D_{yx}) + 4,943 G_t]$ $\frac{l}{h_a} = 0,66 \sqrt{\frac{D_x}{D_y}}$ $\sigma_{cr} = 44500 / \left(\frac{h_a}{a}\right)^2$

Los valores de los módulos de deformación: D_x ; D_y ; $D_{xy} = D_{yx}$ y G fueron calculados por HAAIJER para el acero ASTM A7 basándose en consideraciones de la Teoría de la Elasticidad, avaladas por la experiencia recogida en un ensayo de compresión axil en el sentido x, con deformación plástica hasta el punto B de la figura indicada en hipótesis 1). Para la determinación de G se utilizó una experiencia basada en un tubo plastificado axialmente por compresión y luego sometido a torsión.



Tres apoyos simples y uno libre

Cuatro apoyos simples

Se obtuvieron los siguientes valores para el acero A7:

$$\begin{aligned}
 D_x &= 2100 \text{ kgmm}^{-2} & D_y &= 23000 \text{ kgmm}^{-2} \\
 D_{xy} = D_{yx} &= 5700 \text{ kgmm}^{-2} & G &= 1690 \text{ kgmm}^{-2}
 \end{aligned}$$

$$H = 18160 \text{ kgmm}^{-2}$$

Si se introducen estos valores en las fórmulas de la Tabla I y se adopta $F_v = 25,2 \text{ kgmm}^{-2}$ (ASTM A36) como tensión crítica, se pueden deducir los cocientes b/e ó h_a/a para los cuales el pandeo se produce al final del tramo plástico, obtenemos:

a) Para las Alas

		S/ Massonnet ($F_y = 36$)	S/ AISC (Tabla B5.1, LRFD)
Articuladas libres:	$\frac{b}{e} = 8,15$	$\frac{b_f}{2.t_f} = \frac{49}{\sqrt{F_y}}$	$\frac{b_f}{2.t_f} = \frac{65}{\sqrt{F_y}}$
Empotradas, libres:	$\frac{b}{e} = 14,3$	$\frac{b_f}{2.t_f} = \frac{86}{\sqrt{F_y}}$	

b) Para el Alma (comprimida uniformemente)

		S/Massonnet ($F_y = 36$)	S/AISC (Tabla B5.1, LRFD)
Articulada en ambos bordes paralelos			
al eje de la barra:	$\frac{h_a}{a} = 29,7$	$\frac{h_a}{a} = \frac{178}{\sqrt{F_y}}$	$\frac{h}{t_w} = \frac{253}{\sqrt{F_y}}$
Empotrada en ambos bordes paralelos			
al eje de la barra:	$\frac{h_a}{a} = 42$	$\frac{h_a}{a} = \frac{252}{\sqrt{F_y}}$	
Formato general de valores límites:		$\frac{b}{t} = \frac{n}{\sqrt{F_y}}$	
en la que n está fijado por los reglamentos.			

3.2.2) Abollamiento de Placas Flexocomprimidas en su Plano.

HAAIJER y THÜRLIMANN han desarrollado un diagrama aplicable a las almas de barras flexocomprimidas (secciones I) en el que se da un valor máximo del cociente $\frac{h_a}{a}$ correspondiente a perfiles de alas anchas, en función de la relación $\frac{P}{F_y A_a} = \left(\frac{P}{R_e \Omega_a} \right)$. (en las que: $A_a = \Omega_a$ es el área del alma del perfil I)

En el diagrama se indican distintas curvas correspondientes a diferentes valores de $\frac{\varepsilon_m}{\varepsilon_e}$, en la que ε_m , es el máximo alargamiento específico en el instante de la falla y ε_e es el alargamiento correspondiente a la fluencia o límite elástico, en el plano de la unión del alma con el ala comprimida.

Podemos ver en el diagrama que cuando $\frac{P}{F_y A_a} = 1$ o sea el alma está totalmente comprometida, $\frac{h_a}{a} = 33$ valor aproximadamente coincidente con el indicado más arriba para almas comprimidas $\left(\frac{h_a}{a} = 29,7\right)$.

En la medida en que la tensión de compresión media $\left(\frac{P}{F_y A_a}\right)$ disminuye, la zona traccionada aumenta y por lo tanto su efecto estabilizador, en consecuencia se incrementa también $\frac{h_a}{a}$.

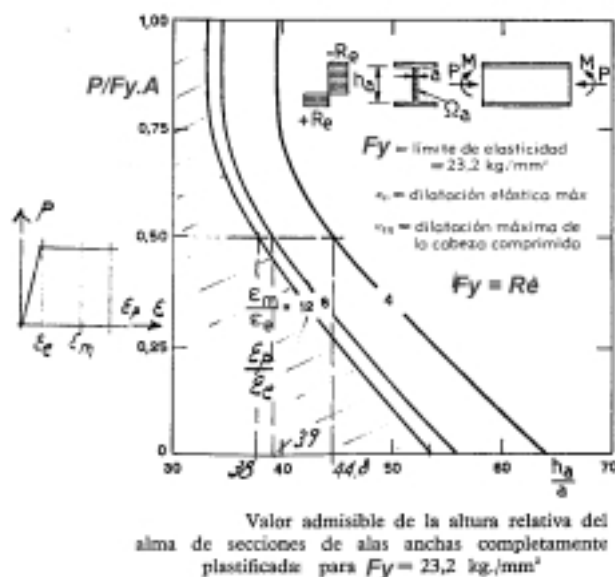


Figura 3.6

En la Universidad de Lehigh se llevaron a cabo ensayos para verificar la teoría anterior expuesta. Las figuras siguientes permiten comparar los resultados teóricos y experimentales del pandeo de placas que constituyen las alas o almas de perfiles de alas anchas. Se utilizaron en los ensayos vigas de 8, 10 y 12 pulgadas.

El coeficiente β de empotramiento se refiere a las condiciones de vinculo de los bordes longitudinales de las placas. Puede apreciarse en ambos gráficos que las placas tienden a comportarse como articuladas.

Analizando la figura 7 vemos que para asegurar una plastificación total de las alas, sin pandeo prematuro, debe ser $b/e \leq 17$. En cambio en la figura 8 nos indica que cuando la barra está comprimida (unicamente) es necesario que el alma satisfaga $\frac{h_a}{a} \leq 33$ para alcanzar su plastificación

total sin pandeo. No obstante, para iniciar la formación de una rótula plástica sólo es necesario alcanzar ε_e estando la barra comprimida. Por lo tanto el valor límite de $\frac{h_a}{a}$ es:

$$\frac{h_a}{a} \leq 41 \quad (\text{si } h = 1,05 h_a \text{ es } \frac{h_a}{a} \leq 43).$$

Basándonos en la figura 6 podemos desarrollar un procedimiento sencillo de verificación. Si admitimos, en general, que:

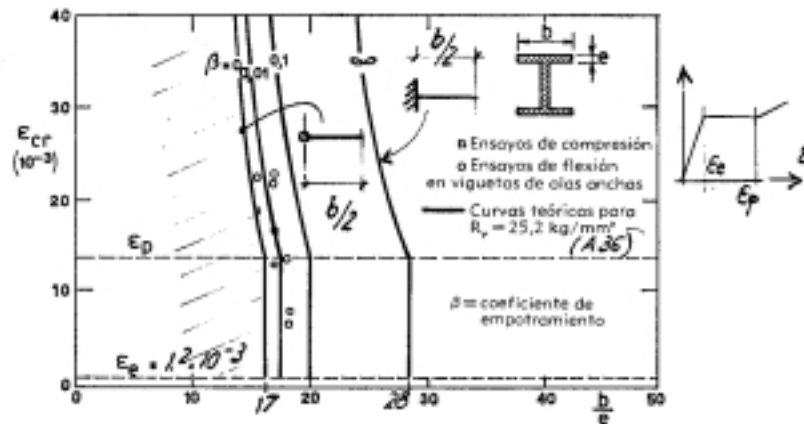


Figura 3.7—Alabeo de las alas de perfiles de alas anchas

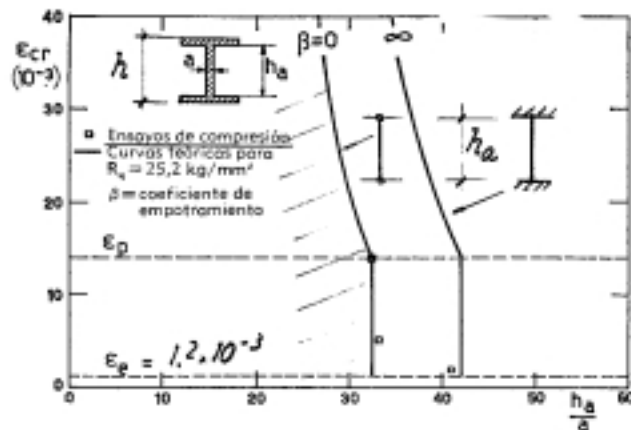


Figura 3.8—Alabeo de las almas de perfiles de alas anchas

$$\frac{A}{A_a} = \frac{\Omega}{\Omega_a} = 2 \quad \frac{h}{h_a} = 1.05 \quad \frac{\varepsilon_m}{\varepsilon_o} = 4 \quad (F_y = 23,2 \text{ kgmm}^{-2})$$

podemos establecer la curva representada a trazos de la figura 9.

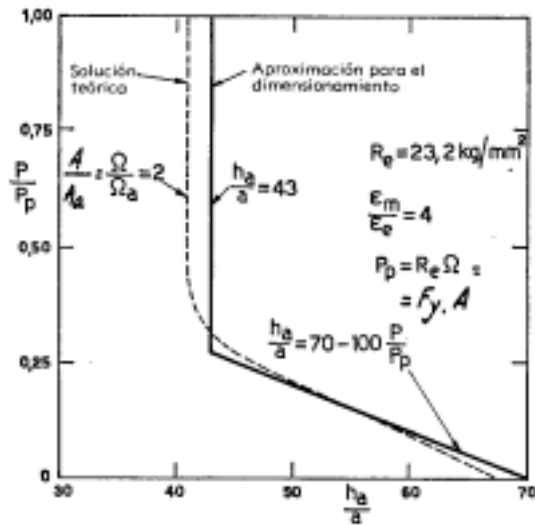


Figura 3.9— Altura relativa máxima del alma de una viga sometida a flexión compuesta

Adoptaremos para el dimensionamiento el par de rectas de trazo continuo:

$$\begin{array}{llll}
 \frac{h}{a} = 43 & \frac{P}{P_p} > 0,27 & \text{AISC} & \frac{d}{t_w} = \frac{257}{\sqrt{F_y}} \quad \text{si: } \frac{f_a}{F_y} > 16 \\
 \frac{h}{a} = 70 - 100 \frac{P}{P_p} & \frac{P}{P_p} \leq 0,27 & \frac{d}{t_w} = \frac{640}{\sqrt{F_y}} \left(1 - 3,74 \frac{f_a}{\sqrt{F_y}} \right) & \text{si: } \frac{f_a}{F_y} \leq 16
 \end{array}$$

En resumen:

1. Alas comprimidas uniformemente a consecuencia de flexión simple o compuesta

$$\frac{b}{e} \leq 17 \quad \text{ó} \quad \frac{b_f}{2 \cdot t_f} \leq \frac{51}{\sqrt{F_y}}$$

2. Alma comprimida uniformemente

$$\frac{h}{a} \leq 43 \quad \text{ó} \quad \frac{h}{t_w} \leq \frac{258}{\sqrt{F_y}}$$

3. Alma sometida a flexocompresión en su plano

$$\frac{h}{a} \leq 43 \quad \text{para} \quad \frac{P}{P_p} > 0,27$$

$$\frac{h}{a} \leq 70 - 100 \frac{P}{P_p} \quad \text{para} \quad \frac{P}{P_p} \leq 0,27$$

4. Rigidizador de ancho b normal a la placa

$$\frac{b}{e} \leq 85 \quad \frac{b}{t} \leq \frac{51}{\sqrt{F_y}}$$

3.3) Criterios de Clasificación de las Secciones según la Especificación LRFD

Tal como se ha comentado en la iniciación de este Capítulo, las características de los elementos placa que constituyen los perfiles, tienen una influencia decisiva sobre la resistencia global y final del miembro que integran. Así, para aclarar ideas, podemos decir que una barra flexada sólo podrá alcanzar su momento límite de plastificación total si ninguno de sus elementos, ala o alma, falla antes por problemas de inestabilidad o abollamiento. En muchos casos, como veremos, la capacidad resistente de una viga estará determinada por la tensión crítica de abollamiento como placas, de las alas o del alma. Lo mismo sucede con los elementos comprimidos o flexocomprimidos.

Hemos analizado también la influencia que las condiciones de vínculo tienen sobre las cargas críticas de abollamiento, para tener en cuenta a su vez, las diferentes condiciones de vínculo que existen entre el ala y el alma de un perfil. Por ejemplo, en el caso de un perfil doble T, podemos considerar que una mitad del ala es una placa apoyada en tres bordes (dos coincidentes con líneas nodales y el otro apoyado sobre el encuentro con el alma) y un cuarto borde libre. En cambio, el alma puede ser considerada como una placa apoyada en sus cuatro bordes, dos bordes apoyados en las respectivas alas y los otros dos bordes coincidentes con líneas nodales o rigidizadores verticales. Naturalmente, en cualquiera de estos casos, existen razonables dudas en relación a la condición de vínculo (articulado, parcialmente empotrado, etc.) impuesta por la contigüidad con otras partes de la sección.

Según lo que se ha estudiado en páginas anteriores, la clasificación de las secciones está relacionada con el tramo del comportamiento mecánico – (en un diagrama σ, ε del material) - en que una placa puede fallar. En ese sentido, una *sección compacta* es la que puede alcanzar la plastificación total antes de abollarse. Una sección *no compacta* es aquella en la que alguno de sus componentes, ala o alma, podría abollarse en el período anelástico. Una sección *esbelta* es aquella en la que el ala o alma u otro elemento adherido, tienen una esbeltez tal (b/t : ancho/espesor) que su falla por inestabilidad, estaría incluida dentro del período elástico del material.

Por este motivo las nuevas Especificaciones o Normas basadas en Estados Límites Últimos, antes de aplicar cualquier criterio de cálculo o verificación, clasifican las secciones en *compactas*, *no compactas* o *esbeltas* para luego aplicar el procedimiento de verificación correspondiente.

No obstante, cuando se trata del análisis plástico de una estructura o la misma se encuentra ubicada en una zona sísmica, los requerimientos para definir una sección como *compacta* son mucho más exigentes, en estos casos, los límites de los cocientes ancho/espesor son mucho menores que los que les corresponde a situaciones convencionales.

Los requerimientos de esbeltez para una misma sección dependen también, como veremos, del tipo de sollicitación analizada. Para la formación de los mecanismos de rótulas plásticas, por ejemplo en una viga doblemente empotrada, requiere que en la sección donde se produce la primera rótula para dar lugar al mecanismo de plastificación del conjunto, exista una capacidad de deformación plástica mucho mayor que en las otras dos secciones que se plastificarán luego. En cambio una columna axialmente cargada, no requiere de grandes deformaciones para alcanzar la carga crítica de pandeo en el campo plástico, por lo tanto, la esbeltez límite de los elementos placa (con distribuciones uniformes de tensiones) no es tan exigente como en los casos que corresponden a elementos flexados. Por otra parte, tampoco se aprovecha en ningún caso el endurecimiento del material que ocurre después del plafón de fluencia.

Lo mismo ocurre en los casos donde deban considerarse acciones sísmicas. La capacidad de disipación de la energía que el sismo imprime en una estructura, dependerá de su comportamiento elastoplástico como respuesta a dicha acción y por lo tanto, dependerá entre otras cosas, de la capacidad de plastificación de las secciones más comprometidas cuando la estructura esté sometida a movimientos oscilatorios.

3.3.1. Clasificación de las secciones de Acero

Las secciones de acero se clasifican como *secciones compactas*, *no-compactas* o *secciones con elementos esbeltos*. Para que una sección sea calificada *compacta*, sus alas deben estar unidas en forma continua a un alma o almas y la relación ancho/espesor de sus elementos comprimidos no debe superar la relación límite λ_p de la *Tabla B 5.1*.

Si la relación ancho/espesor de alguno de los elementos comprimidos supera λ_p , pero no excede de λ_r , la sección es *no-compacta*. Si la relación ancho/espesor de algún elemento supera el valor λ_r dado en la *Tabla B 5.1*, la sección se denomina sección comprimida *esbelta*.

Para los elementos no rigidizados, que son los que tienen soportado solamente uno de sus bordes paralelo a la dirección de la fuerza de compresión, el ancho será determinado como se indica a continuación:

- a) Para alas de secciones *doble T* y *T*, el ancho b es la mitad del ancho total de las alas, b_f .
- b) Para alas de secciones angulares y de secciones *U* y *Z*, el ancho b será la dimensión nominal total del ala.
- c) Para chapas, el ancho b es la distancia desde el borde libre hasta la primer fila de bulones o remaches o al cordón de soldadura.
- d) Para almas de secciones *T*, d se adoptará como la altura nominal total.

Para elementos rigidizados, que son los que tienen soportados ambos bordes paralelos a la dirección del esfuerzo de compresión, el ancho se determinará de la forma que se indica a continuación:

- a) Para almas de secciones laminadas, h es la distancia libre entre las alas menos el filete o radio de esquina en cada ala; h_c es el doble de la distancia desde el baricentro de la sección a la cara interna del ala comprimida menos el filete o radio de esquina en cada ala.
- b) Para almas de secciones armadas, h es la distancia entre líneas adyacentes de remaches o bulones o la distancia libre entre las alas cuando se utiliza soldadura, y h_c es el doble de la distancia entre el baricentro de la sección y la línea de remaches o bulones más próxima correspondiente al ala comprimida o a la cara interna del ala comprimida cuando se utilizan cordones de soldadura.
- c) Para alas o platabandas en secciones armadas, el ancho b es la distancia entre líneas adyacentes de bulones o remaches o entre cordones de soldadura.
- d) Para alas de tubos de sección rectangular, el ancho b es la distancia libre entre almas menos el radio interno de esquina de cada lado. Si no se conoce el radio, el ancho puede adoptarse como el ancho total de la sección menos tres veces el espesor.

Para alas de espesor variable de secciones laminadas, se adoptará el espesor nominal correspondiente a la mitad de la distancia entre el borde libre y la correspondiente cara del alma.

3.3.2. Cálculo mediante análisis plástico

Se permite realizar un cálculo plástico cuando las alas comprimidas de las secciones en donde se producen rótulas plásticas y todas las almas tienen relaciones ancho/espesor menores o iguales que los valores límite de λ_r dados en la *Tabla B 5.1*. Para tubos de sección circular ver la nota *d* al pie de la *Tabla B 5.1*. El cálculo plástico está sujeto a las limitaciones del *Artículo A 5.1*.

3.3.3 Secciones con elementos esbeltos comprimidos.

Para el cálculo a flexión de secciones *doble T*, *U*, y secciones rectangulares o circulares con elementos de ala esbeltos, ver el *Apéndice F 1*. Para otras secciones flexionadas o barras axilmente comprimidas, cuyas secciones tengan elementos comprimidos esbeltos, ver el *Apéndice B5.3*. Para vigas armadas con elementos de alma esbeltos, ver el *Apéndice G*.

Tabla B 5.1
Relaciones Límites de Ancho / Espesor
para Elementos Comprimidos

Descripción del elemento		Relación ancho / espesor	Relaciones límites ancho / espesor	
			λ_p (compactas)	λ_r (no compactas)
Rigidizados	Alas de secciones laminadas doble T y U, en flexión. (h)	b / t	$0.38 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$	$0.83 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y - 70}}$
	Alas de secciones doble T híbridas o vigas soldadas, en flexión. (h)	b / t	$0.38 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_{yf}}}$	$0.95 \cdot \sqrt{\frac{E}{(F_{yf} - 115) K_c}} \quad (f)$
	Alas en voladizo de secciones armadas de barras comprimidas. (h)	b / t	NA	$0.64 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y K_c}} \quad (f)$
	Alas salientes de un par de ángulos en contacto continuo, alas de secciones U en compresión axial; ángulos y chapas salientes de vigas o barras comprimidas. (h)	b / t	NA	$0.56 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$
no				
Elementos	Alas de montantes de secciones angulares simples y de secciones angulares dobles unidas con separadores; elementos no rigidizados, por ej.: sujetos sólo a lo largo de un borde. (h)	b / t	NA	$0.45 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$
	Almas de secciones T. (h)	d / t	NA	$0.75 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$

Tabla B 5.1 (continuación)
Relaciones Límites Ancho / Espesor
para Elementos Comprimidos

	Descripción del elemento	Relación ancho / espesor	Relaciones límites ancho / espesor	
			λ_p (compactas)	λ_r (no compactas)
Elementos Rigidizados	Alas de tubos rectangulares y cuadrados y de secciones huecas de espesor constante solicitadas a flexión o compresión; platabandas de alas y rigidizadores longitudinales, entre líneas de remaches, bulones o cordones de soldadura. (i)	b / t	$1.12 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$	$1.40 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$
	Ancho no rigidizado de platabandas perforadas con una sucesión de agujeros de acceso. (i), (b)	b / t	NA	$1.86 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$
	Almas solicitadas a compresión debida a la flexión (i), (a)	h / t_w	$3.76 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$ (c)	$5.70 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$ (g)
	Almas solicitadas a flexo-compresión (i)	h / t_w	<p>Para</p> $\frac{P_u}{\phi_b \cdot P_y} \leq 0.125 \quad \text{c)}$ $3.76 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}} \left(1 - \frac{2.75 \cdot P_u}{\phi_b \cdot P_y} \right)$ <p>Para</p> $\frac{P_u}{\phi_b \cdot P_y} > 0.125 \quad \text{c)}$ $1.12 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}} \left(2.33 - \frac{P_u}{\phi_b \cdot P_y} \right) \geq$ $149 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$	(g) $5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}} \left(1 - \frac{0.74 \cdot P_u}{\phi_b \cdot P_y} \right)$
	Todo otro elemento rigidizado comprimido uniformemente, por ej., apoyado a largo de ambos bordes	b / t h / t_w	NA	$1.49 \cdot \sqrt{\frac{E}{F_y}}$

	Descripción del elemento	Relación ancho / espesor	Relaciones límites ancho / espesor	
			λ_p (compactas)	λ_r (no compactas)
	(i)			
	Secciones de Tubos circulares En compresión axial En flexión (i)	D / t	(d) NA $2070 / F_y$	$0.11E / F_y$ $0.31E / F_y$
(a) Para vigas híbridas, utilizar la tensión de fluencia del ala F_{yf} en lugar de F_y . (b) Se supone el área neta de la chapa en coincidencia con el agujero más ancho. (c) Se supone una capacidad de rotación elástica de 3. Para estructuras en zonas de alta sismicidad, puede ser necesaria una mayor capacidad de rotación. (d) Para cálculo plástico utilizar $0.045E / F_y$. (e) F_r = tensión de compresión residual en las alas 70 Mpa en secciones laminadas 115 Mpa en secciones soldadas			(f) $k_c = \frac{4}{\sqrt{\frac{h}{t_w}}}$ pero no menor que $0.35 \leq k_c \leq 0.763$ (g) Para barras con alas desiguales, ver el Apéndice B 5.1. F_y es la tensión de fluencia mínima especificada para la calidad de acero utilizada. (h) Elementos no rigidizados. (i) Elementos rigidizados.	