

Steel Structures 1 Sem. 2 2025-2024

أ.د. نايل محمد حسن

- ✓ المحاضرة الأولى: مفاهيم أساسية
- ✓ المحاضرة الثانية: مدخل إلى المنشآت الفولاذية
- ✓ المحاضرة الثالثة: العناصر الخاضعة للشد المركزي
- ✓ المحاضرة الرابعة: أمثلة عملية
- ✓ المحاضرة الخامسة: العناصر الخاضعة للضغط المركزي
- ✓ المحاضرة السادسة: العناصر الخاضعة للضغط المركزي (تتمة)
- Section Classification تصنيف المقطع
- ✓ المحاضرة السابعة: العناصر الخاضعة للضغط المركزي (تتمة)
 - ✓ تحنيب عناصر الضغط
- ✓ المحاضرة الثامنة: العناصر الخاضعة للضغط المركزي (تتمة)
 - ✓ تحنيب عناصر الضغط

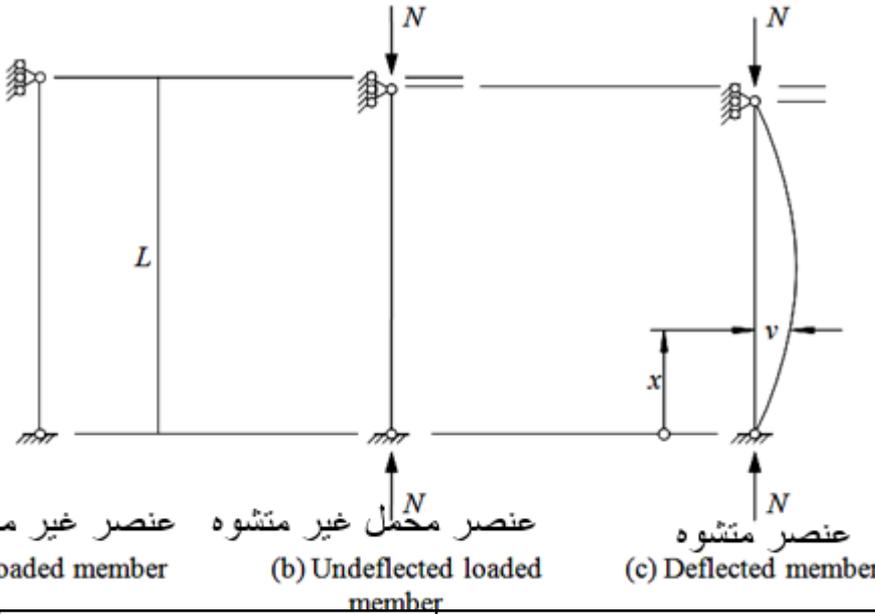
المحاضرة الثامنة

العناصر الخاضعة للضغط المركزي (تتمة)

تحنيب عناصر الضغط

Elastic compression members عناصر الضغط المرنة

Buckling of straight members تحنيد العناصر المستقيمة



- يبين الشكل a عنصر مستقيم نموذجي من مادة مرنة خطية.
- يملك العنصر مفصل عديم الاحتكاك في كل طرف، يعتبر طرفه السفلي ثابت بينما طرفه العلوي حر الحركة شاقولياً.
- لكن ممنوع من الحركة أفقياً.
- يفرض أن الانتقالات تبقى صغيرة.
- في حالة التوازن الحيادي يكون الوضع المتشوه في حالة توازن، وسيبقى العنصر في هذا الوضع عندما يتحرر.

إذا كان العنصر هنا مستقر	يعود الى وضعه الأصلي بعد إزالة الحمل
إذا كان العنصر هنا غير مستقر	سينهار
إذا كان لا مستقر ولا غير مستقر	توازن حيادي بعد إزالة الحمل

عندما تصل الحمولة N لقيمة التحنيب المرن N_{cr} التي يكون عندها الوضع المستقيم الأصلي للعنصر في حالة توازن حيادي، يمكن للعنصر أن ينتقل جانبياً بدون أي تغيير في الحمولة، كما هو مبين في الشكل (b)

- يمكن إيجاد N_{cr} التي يتحنب عندها العنصر المستقيم جانبياً من الشكل المتشوه في حالة التوازن.
- اوجد اويلر ذلك عن طريق فرض منحنى تحنيب جيبي بالعلاقة:

$$v = \delta \sin \pi x / L \quad \longrightarrow \quad N_{cr} = \pi^2 EI / L^2$$

يمكن التعبير عن حمولة التحنيب المرن N_{cr} وإجهاد التحنيب المرن بدلالة نسبة النحافة الهندسية L/i

$$\sigma_{cr} = N_{cr} / A \quad \longrightarrow \quad N_{cr} = \sigma_{cr} A = \frac{\pi^2 EA}{(L/i)^2} \quad i = \sqrt{(I / A)}$$

حيث i هي نصف قطر العطالة (التي يمكن تحديدها من الجداول الخاصة للمقاطع أو يمكن تحديدها لمجموعة أخرى من المقاطع باستخدام الجدول 1-3)

تتغير حمولة التحنيط عكسياً مع مربع نسبة النحافة L/i كما هو مبين في الشكل، رسمت حمولة التحنيط اللابعدية N_{cr}/N_y تبعاً لنسبة النحافة النسبية:

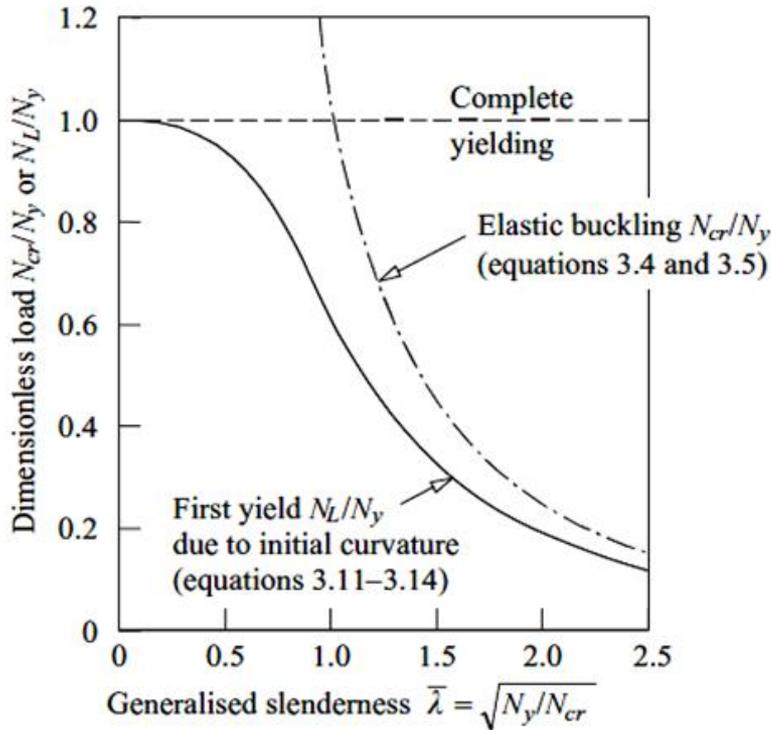
$$\bar{\lambda} = \sqrt{\frac{N_y}{N_{cr}}} = \sqrt{\frac{f_y}{\sigma_{cr}}} = \frac{L}{i} \sqrt{\frac{f_y}{\pi^2 E}}$$



حيث $N_y = Af_y$ هي حمولة الانهيار

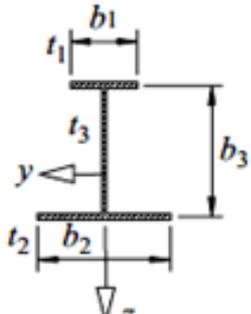
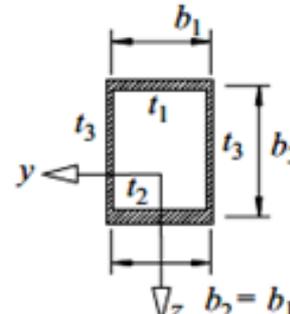
إذا لم تبق المادة مرنة خطية عند إجهاد الخضوع f_y ، يكون التحليل أعلاه صالح فقط

من أجل: $\bar{\lambda} = \sqrt{(N_y / N_{cr})} = \sqrt{(f_y / \sigma_{cr})} \geq 1$



يكون هذا الحد موافقاً لنسبة نحافة L/i تساوي تقريباً 85 لمادة إجهاد خضوعها f_y هو 275 N/mm^2

خصائص مقاطع العناصر النحيفة

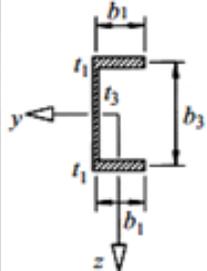
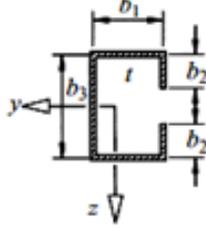
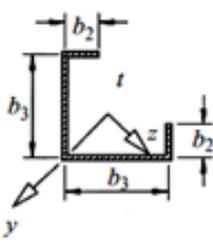
Section Geometry			
A	$A_1 + A_2 + A_3$	$A_1 + A_2 + 2A_3$	$\pi d t$
I_y	$\sum_3 A_n z_n^2 + I_3$	$A_1 z_1^2 + A_2 z_2^2 + 2A_3 z_3^2 + 2I_3$	$\pi d^3 t / 8$
I_z	$I_1 + I_2$	$I_1 + I_2 + A_3 b_1^2 / 2$	$\pi d^3 t / 8$
$W_{el,y,1,2}$	$I_y / z_{1,2}$	I_y / z_n	$\pi d^2 t / 4$
$W_{el,z,1,2}$	$2 I_z / b_{1,2}$	$2 I_z / b_1$	$\pi d^2 t / 4$
$W_{pl,y,1,2}$	$\sum_2 (A_n z_{pn} + z_{pn}^2 t_3 / 2)$	$\sum_2 (A_n z_{pn} + z_{pn}^2 t_3)$	$d^2 t$
$W_{pl,z,1,2}$	$\sum_2 A_n b_n / 4$	$\sum_2 A_n b_n / 4 + A_3 b_1$	$d^2 t$
y_0	0	0	0
z_0	$b_3 \left\{ \frac{(I_2 - I_1)}{2 I_z} - \frac{(A_2 - A_1)}{2 A} \right\}$	$b_3 \left\{ \frac{(I_2 - I_1)}{2 I_z} - \frac{(A_2 - A_1)}{2 A} \right\}$	0

$$A_n = b_n t_n, \quad I_n = b_n^3 t_n / 12$$

$$z_{1,2} = b_3 (A_{2,1} + A_3 / 2) / A$$

$$z_3 = (z_2 - z_1) / 2$$

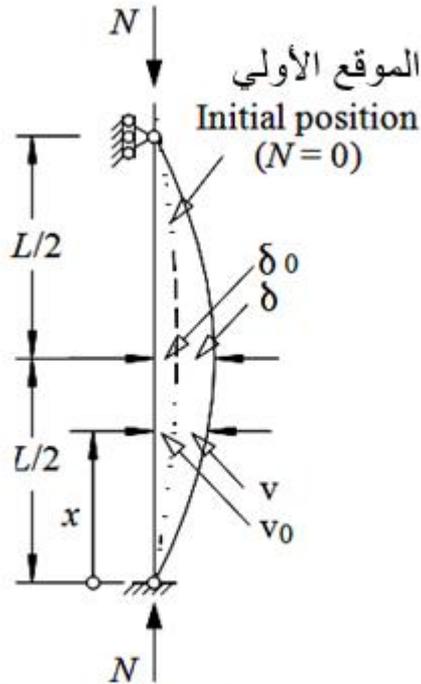
$$z_{pn} = [0 \leq (A - 2A_n) / 2t_3 \leq b_3]$$

Section Geometry			
A	$2A_1 + A_3$	$2A_1 + 2A_2 + 2A_3$	$\frac{2\sum A_n}{2}$
I_y	$A_1 b_3^2/2 + I_3$	$\frac{A_1 b_3^2}{2} + I_3 + I_2 + \frac{A_2 (b_3 - b_2)^2}{2}$	$\frac{A_2 (b_3 - b_2/2)^2}{2} + A_3 b_3^2/4 + \frac{\sum A_n}{2}$
I_z	$2A_1 y_1^2 + A_3 y_3^2 + 2I_1$	$2A_1 y_1^2 + 2A_2 y_2^2 + A_3 y_3^2 + 2I_1$	$A_2 b_3^2/4 + A_3 b_2^2/4 + \frac{\sum I_n}{2}$
W_{ely}	$2I_y/b_3$	$2I_y/b_3$	$\sqrt{2}I_y/b_3$
W_{elz}	$I_z/(b_1 - y_3)$ and I_z/y_3	I_z/y_2 and I_z/y_3	$2\sqrt{2}I_z/(b_2 + b_3)$
W_{ply}	$A_1 b_3 + A_3 b_3/4$	$A_1 b_3 + A_2 (b_3 - b_2) + A_3 b_3/4$	$(b_3^2 + 2b_2 b_3 - b_2^2)/2\sqrt{2}$
W_{ptz}	$(b_1 - y_p)^2 t_1 + y_p^2 t_1 + A_3 y_p$	$\{(b_1 - y_p)^2 + y_p^2 + 2b_2(b_1 - y_p) + (b_3 y_p)\} t$	$(b_2 + b_3)^2 t/2\sqrt{2}$
y_b	$y_3 + \frac{A_1 b_3^2 b_1}{4I_y}$	$y_3 + \{b_3^2(b_1 + 2b_2)\} \frac{A_1}{4I_y} - 8b_2^3/3$	$\frac{(b_2 + b_3)/2\sqrt{2} + (3b_3 - 2b_2)b_2^2 b_3 t}{3\sqrt{2}I_y}$
z_0	0	0	0
y_1	$b_1 A_3 / 2A$	$b_1/2 - y_3$	-
y_2	-	$b_1 - y_3$	-
y_3	$b_1 A_1 / A$	$(b_1 + 2b_2) A_1 / A$	-
y_p	$(A - 2A_3) / 4t_1 \geq 0$	$(A - 2A_3) / 4t \geq 0$	-
$A_n = b_n t_n, I_n = b_n^3 t_n / 12$			

Elastic compression members عناصر الضغط المرنة

Bending with initial curvature انحناء العناصر مع تقوس أولي

- لا تكون العناصر في الواقع مستقيمة تماماً، لكن تملك تقوسات أولية صغيرة، الشكل a
- ناقشنا سابقاً سلوك التحنيب للعناصر المستقيمة والذي يجب أن يفهم أنه السلوك الحدي للعناصر الحقيقية ذات التقوسات الصغيرة جداً.
- يسبب التقوس الأولي انحناء العنصر الحقيقي من بدء تطبيق القوة المركزية، وهذا يزيد الإجهاد الأعظمي في العنصر.



a) Compression member

عنصر ضغط

$$v_0 = \delta_0 \sin \pi x / L,$$

$$v = \delta \sin \pi x / L,$$

$$\frac{\delta}{\delta_0} = \frac{N / N_{cr}}{1 - N / N_{cr}},$$

إذا كانت قيمة التقوس الأولي هي:
فإن انتقال العنصر يعطى بالعلاقة:

حيث

Elastic compression members عناصر الضغط المرنة

Bending with initial curvature انحناء العناصر مع تقوس أولي

- بما أن الانتقالات v تتزايد مع الحمولة N ، كذلك يكون الأمر بالنسبة لعزوم الانعطاف والإجهادات

الحمولة الحدية N_L التي يبدأ عندها العنصر بالتلدن (نتيجة تراكم الإجهادات المركزية والانعطاف) تعطى بالعلاقة

$$\frac{N_L}{N_y} = \frac{1}{\Phi + \sqrt{\Phi^2 - \bar{\lambda}^2}},$$

حيث

$$\Phi = \frac{1 + \eta + \bar{\lambda}^2}{2}, \quad \eta = \frac{\delta_0 b}{2i^2},$$

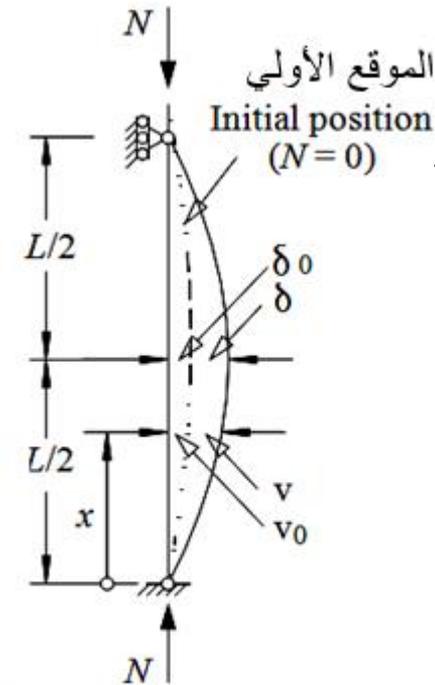
b عرض العنصر

من أجل العناصر القصيرة جداً، تبلغ الحمولة الحدية N_L

حمولة الانهيار N_y ،

بينما من أجل العناصر النحيفة، تبلغ الحمولة الحدية حمولة

التحنيب المرن N_{cr} .



a) Compression member

عنصر ضغط

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكود الأوربي EC3

Design of compression members

انحناء العناصر مع تقوس أولي Bending with initial curvature

- بما أن الانتقالات v تتزايد مع الحمولة N ، كذلك يكون الأمر بالنسبة لعزوم الانعطاف والإجهادات

الحمولة الحدية N_L التي يبدأ عندها العنصر بالتلدن (نتيجة تراكم الإجهادات المركزية والانعطاف) تعطى بالعلاقة

$$\frac{N_L}{N_y} = \frac{1}{\Phi + \sqrt{\Phi^2 - \bar{\lambda}^2}},$$

حيث

$$\Phi = \frac{1 + \eta + \bar{\lambda}^2}{2}, \quad \eta = \frac{\delta_0 b}{2i^2},$$

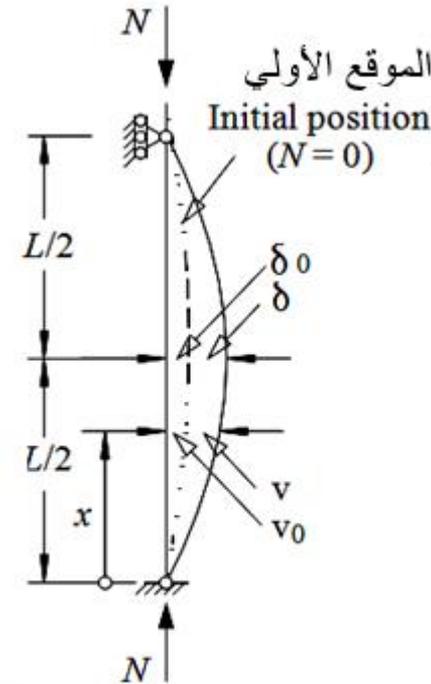
b عرض العنصر

من أجل العناصر القصيرة جداً، تبلغ الحمولة الحدية N_L

حمولة الانهيار N_y ،

بينما من أجل العناصر النحيفة، تبلغ الحمولة الحدية حمولة

التحنيب المرن N_{cr} .



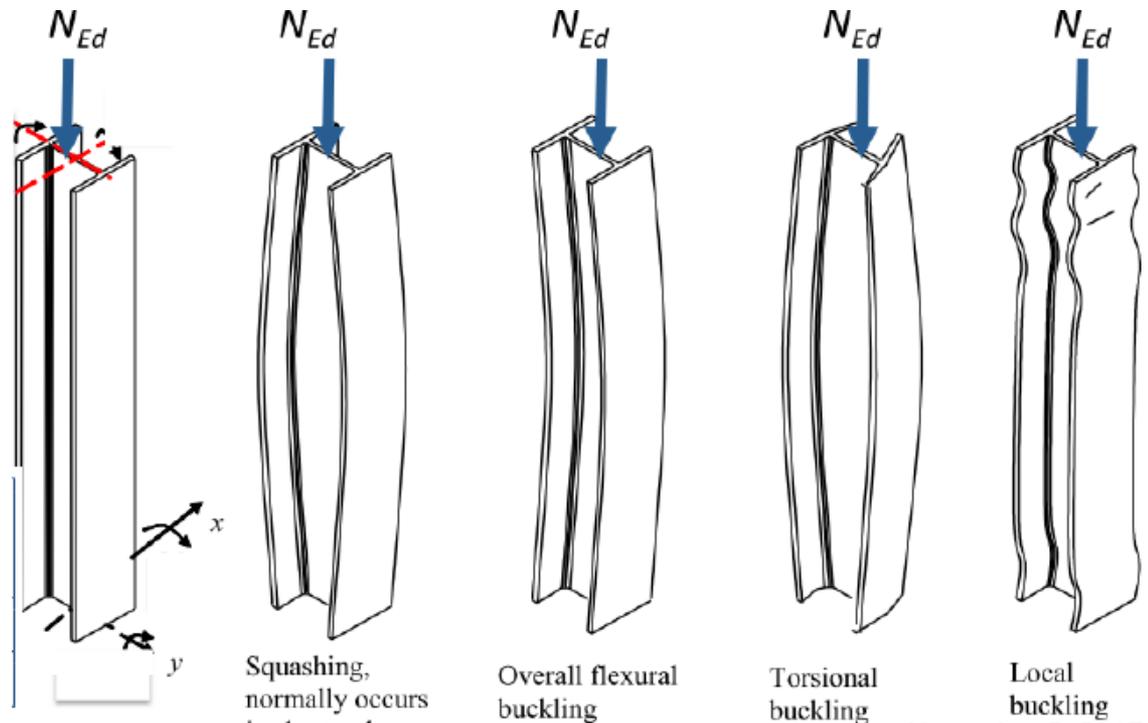
a) Compression member

عنصر ضغط

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكود الأوربي EC3 (المنهجية)

Design of compression members

- تخضع عناصر الضغط لـ
- ضغط محوري فقط
- بدون انعطاف
- تخضع الأعمدة عملياً لـ
- لامركزية الأحمال المحورية
- القوى العرضية
- خلال التعامل مع الأعمدة سيتم
- التفريق بين
- الأعمدة القصيرة و
- الأعمدة النحيفة



	Slender column $\bar{\lambda} > 0.2$	Stocky Column $\bar{\lambda} < 0.2$
Cross-section Resistance check, $N_{c,Rd}$	✓	✓
Buckling Resistance Check, $N_{b,Rd}$	✓	

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكود الأوربي EC3 (الاعمدة النحيفة)

Design of compression members

الخصائص الأساسية للاعمدة النحيفة

- تكون الاعمدة المتوسطة النحافة حساسة جداً لتأثيرات العيوب
imperfections
- يحدث التحنيب غير المرن قبل حمولة تحنيب اويلر بسبب العيوب
المختلفة:
 - عدم استقامة بدئية
 - اجهادات متبقية
 - لامركزية الحمولات المحورية المطبقة
 - حالة التصلب التشوهي

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكلود الأوربي EC3 (المقاومة)

Design of compression members

- يجب تحقيق علاقة المقاومة على التحنيب $N_{b,Rd}$ للعناصر المضغوطة وهي عادة تتحكم بالتصميم:

$$N_{Ed} \leq N_{b,Rd} \left\{ \begin{array}{l} N_{b,Rd} = \chi \frac{A \cdot f_y}{\gamma_{M1}} \quad \text{cross-sections of class 1, 2 or 3;} \\ N_{b,Rd} = \chi \frac{A_{eff} \cdot f_y}{\gamma_{M1}} \quad \text{cross-sections of class 4} \end{array} \right.$$

- X هي عامل تخفيض تبعاً لنمط التحنيب الموافق. نحصل عليها من العلاقات:

$$\chi = \frac{1}{\phi + \sqrt{\phi^2 - \bar{\lambda}^2}}, \text{ but } \chi \leq 1.0$$

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

$$\bar{\lambda} = \sqrt{A f_y / N_{cr}} = \frac{L_{cr}}{i} \frac{1}{\lambda_1}$$



cross-sections of class 1,
2 or 3;

$$\bar{\lambda} = \sqrt{A_{eff} f_y / N_{cr}} = \frac{L_{cr}}{i} \frac{\sqrt{A_{eff} / A}}{\lambda_1}$$



cross-sections of class 4

$\bar{\lambda}$

هي عامل النحافة
النسبية اللابعدية

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعا للكود الأوربي EC3 (المقاومة)

Design of compression members

• α عامل العيوب

• N_{cr} الحمولة الحرجة المرنة (حمولة اويلر الحرجة) لنمط التحنيب الموافق

• L_{cr} طول نمط التحنيب الموافق

• i نصف قطر الدوران للمقطع العرضي و

$$\lambda_1 = \pi \sqrt{(E / f_y)} = 93.9 \varepsilon;$$

$$\varepsilon = \sqrt{235 / f_y} \quad \text{with } f_y \text{ in } N / mm^2$$

$$\chi = \frac{1}{\phi + \sqrt{\phi^2 - \bar{\lambda}^2}}, \text{ but } \chi \leq 1.0$$

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

$$\bar{\lambda} = \sqrt{A f_y / N_{cr}} = \frac{L_{cr}}{i} \frac{1}{\lambda_1}$$

$$\bar{\lambda} = \sqrt{A_{eff} f_y / N_{cr}} = \frac{L_{cr}}{i} \frac{\sqrt{A_{eff} / A}}{\lambda_1}$$



cross-sections of class 1,
2 or 3;



cross-sections of class 4

$\bar{\lambda}$

هي عامل النحافة
النسبية للابعدية

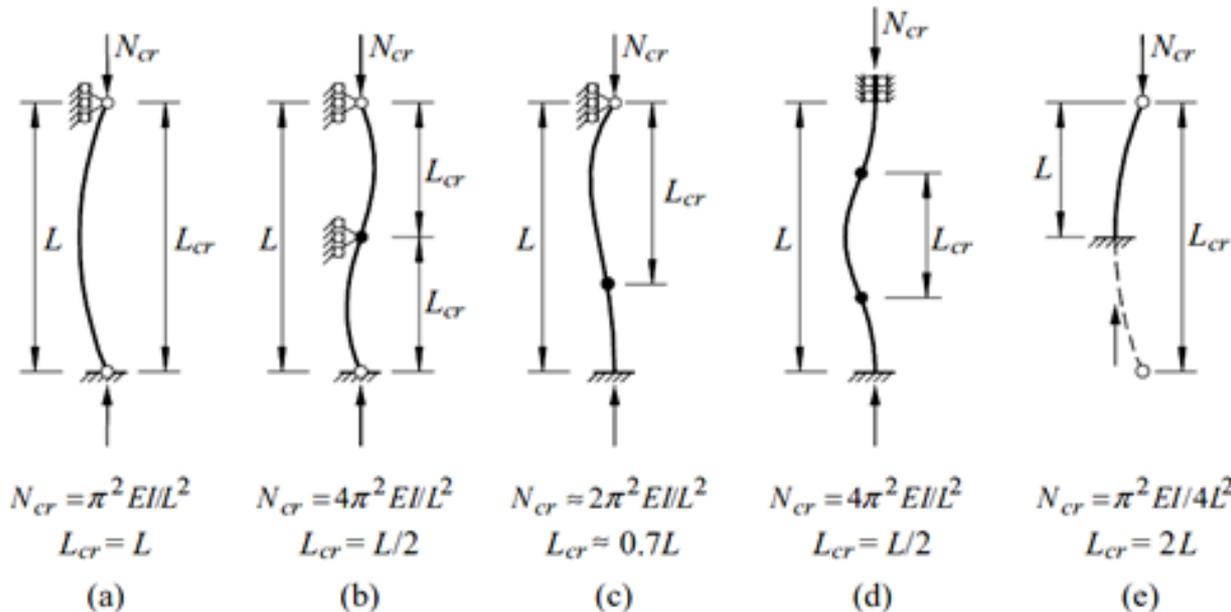
تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكود الأوربي EC3 (حمولة التحنيط المرنة وطول التحنيط)

تتغير حمولة التحنيط N_{cr} حسب
• أبعاد وشكل العنصر، الحمولة، التقييد

تحسب حمولة التحنيط N_{cr} من العلاقة التالية

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

يعطى طول التحنيط L_{cr} للحالات الفردية حسب التقييد من الشكل التالي



من المهم اعتبار سلوك
العنصر في كل مستو
رئيسي، وعندها يمكن
أن يختلف طول التحنيط
كذلك $L_{cr,y}$ و $L_{cr,z}$
 i_y و i_z

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكود الأوربي EC3 (منحنيات التحنيب التصميمية)

- يدخل تأثير العيوب بواسطة العامل α يبين الشكل التالي مقاومات التحنيب التصميمية اللاحدية على الضغط $N_{b,Rd} / N_y$ من أجل:

$$\alpha = 0.13, 0.21, 0.34, 0.49, 0.76$$

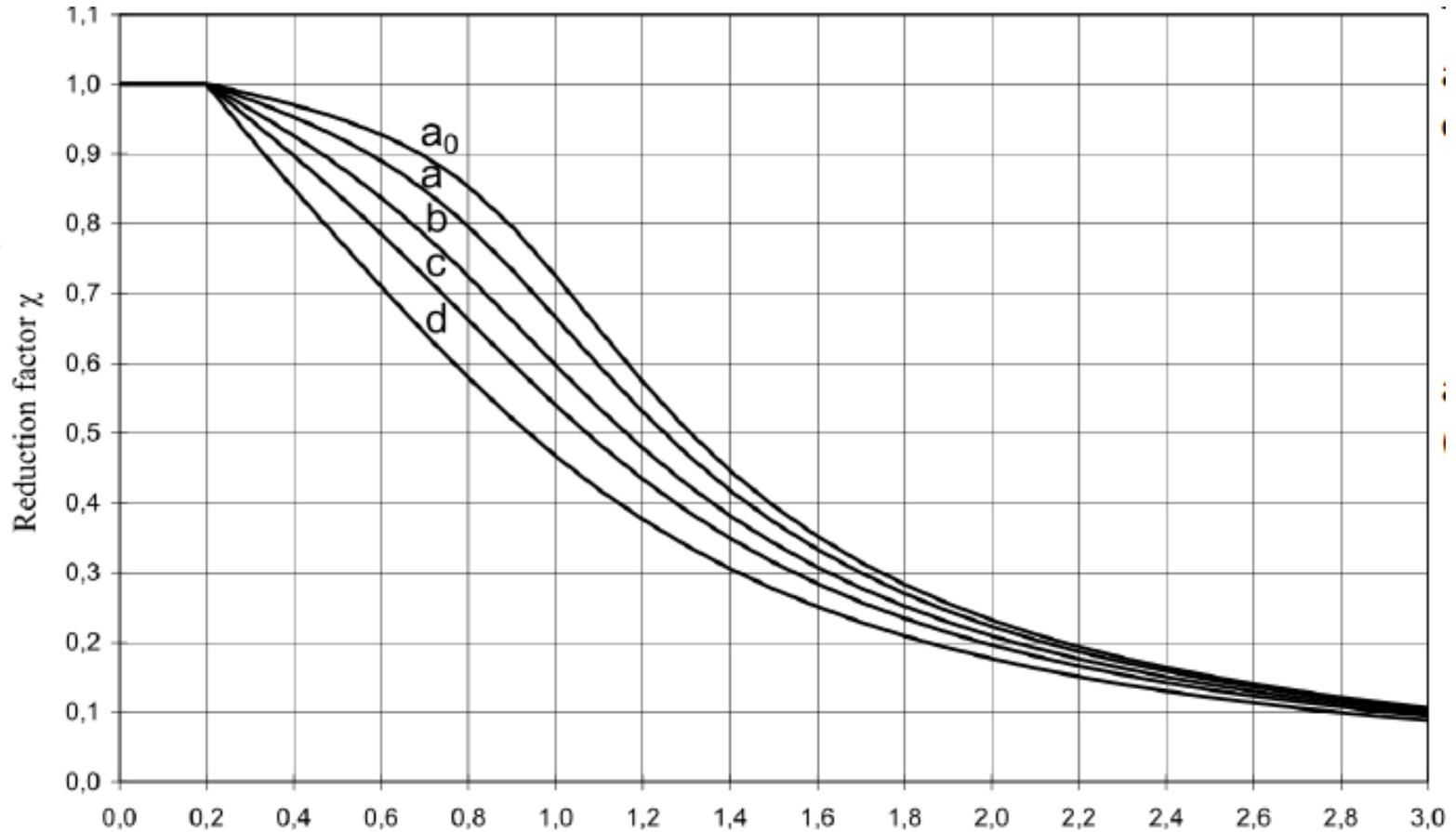
والتي تمثل منحنيات

EC3. لعناصر الضغط في كود (a0), (a), (b), (c), (d),

- تملك العناصر ذات العيوب الأولية العالية مقاومات أخفض نتيجة الخضوع المبكر، وتكون هذه موافقة لقيم α عالية.
- من ناحية أخرى لا تتأثر عناصر الضغط ذات التشوه الأولي القليل بالخضوع الأولي، وتكون قيم α المحددة لها اصغر.

تصميم عناصر الضغط على الاستقرار تبعاً للكود الأوربي EC3 (منحنيات التحنيب التصميمية)

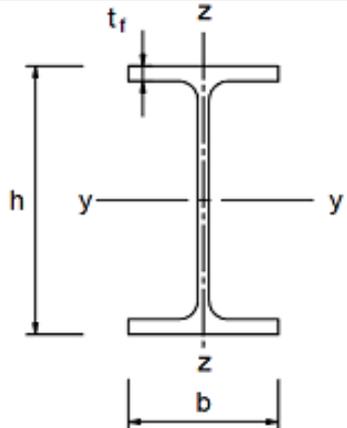
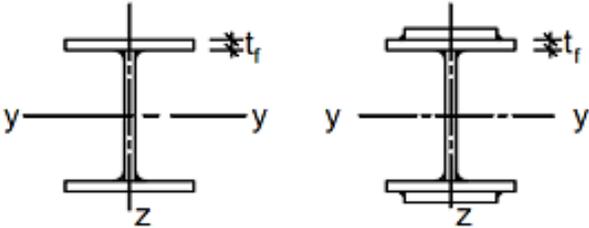
- يعتمد والعامل α ومنحنيات التصميم الموافقة له على:
- شكل وابعاد المقطع العرضي
 - صنف الفولاذ
 - عملية التصنيع
 - مستوى التحنيب الموافق
 - توضح الجداول اللاحقة ذلك



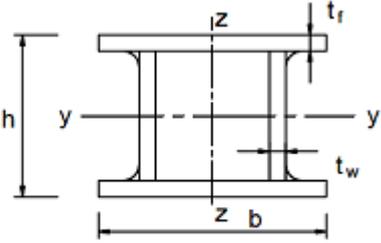
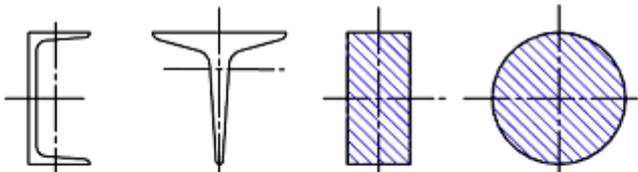
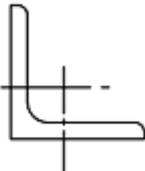
Buckling curve	a_0	a	b	c	d
Imperfection factor α	0,13	0,21	0,34	0,49	0,76

منحنيات التحنيط وعوامل العيوب a

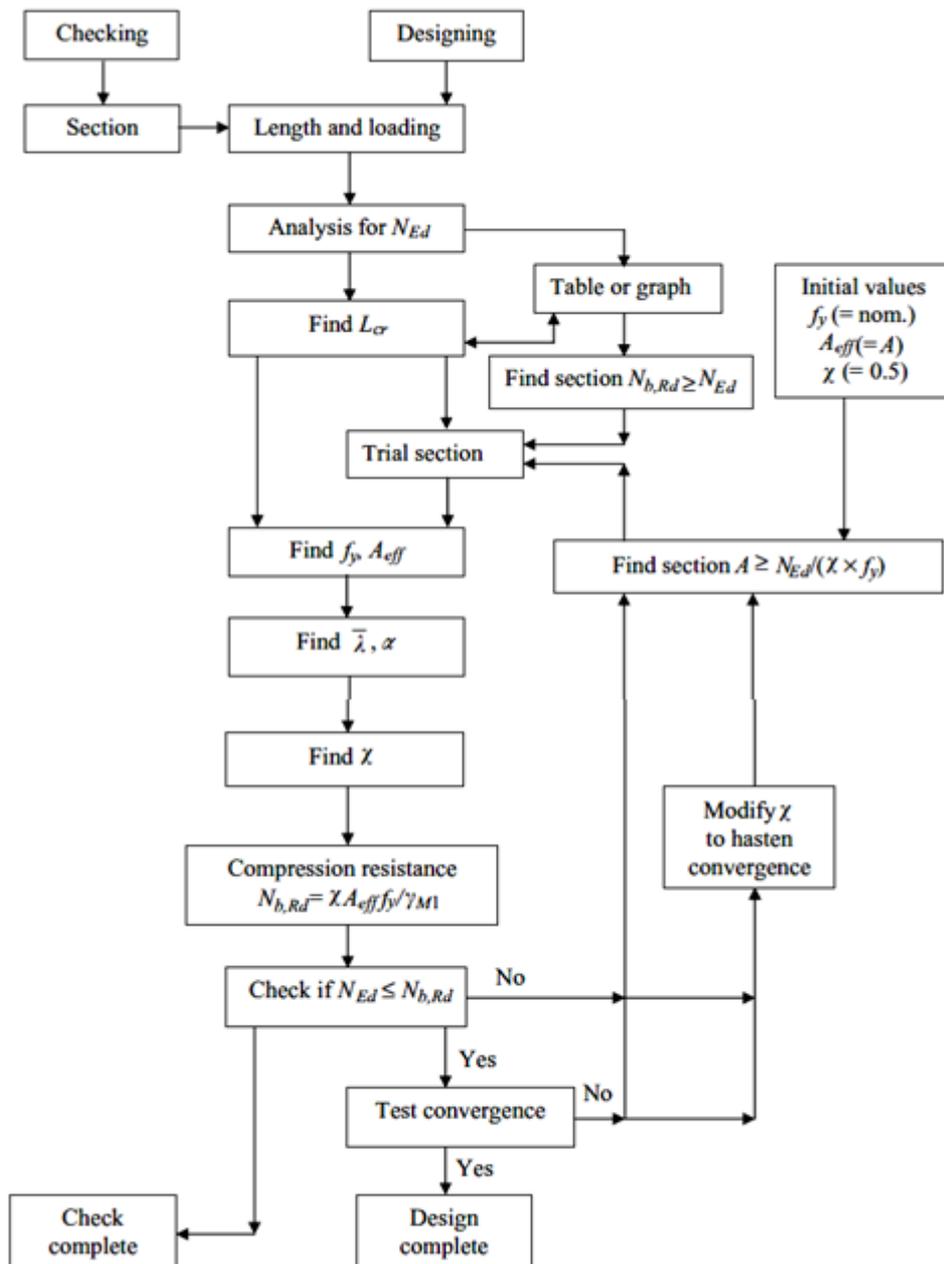
اختيار منحنى التحنيب حسب نوع المقطع

Cross section	Limits	Buckling about axis	Buckling curve		
			S 235 S 275 S 355 S 420	S 460	
Rolled sections 	$h/b > 1,2$	y - y z - z	$t_f \leq 40$ mm	a b	a_0 a_0
			$40 \text{ mm} < t_f \leq 100$	b c	a a
	$h/b \leq 1,2$	y - y z - z	$t_f \leq 100$ mm	b c	a a
			$t_f > 100$ mm	d d	c c
Welded I-sections 	$t_f \leq 40$ mm	y - y z - z	b c	b c	
			$t_f > 40$ mm	c d	c d
Hollow sections 	hot finished	any	a	a_0	
	cold formed	any	c	c	

اختيار منحنى التحنيب حسب نوع المقطع

Cross section	Limits	Buckling about axis	Buckling curve	
			S 235 S 275 S 355 S 420	S 460
Welded box sections 	generally (except as below)	any	b	b
	thick welds: $a > 0,5t_f$ $b/t_f < 30$ $h/t_w < 30$	any	c	c
U-, T- and solid sections 		any	c	c
L-sections 		any	b	b

ملخص التصميم والتحقيق للعناصر المضغوطة



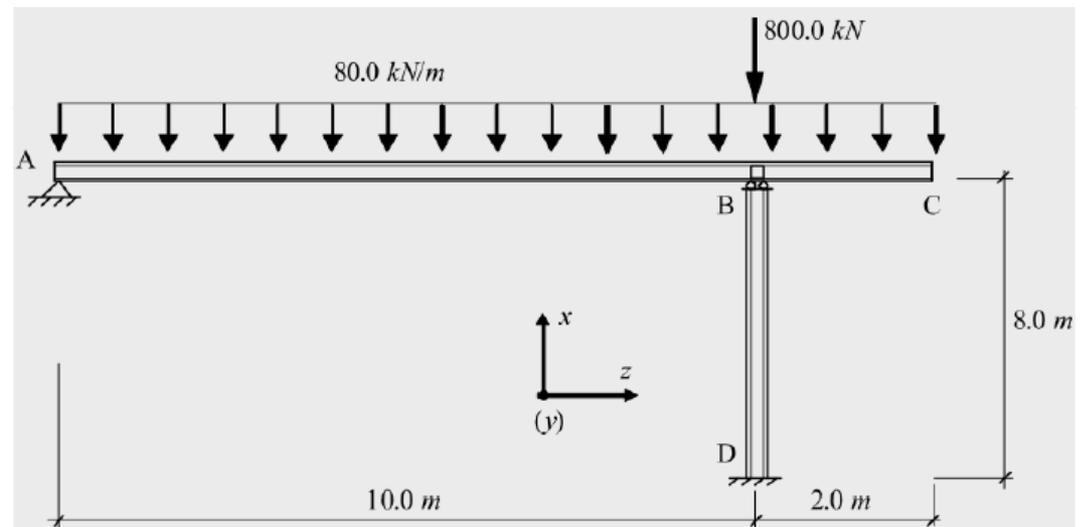
Example on resistance in compression against buckling

Example 3.2. Design the column BD of the steel structure represented in the figure below, using a HEB cross section in S 355 steel, according to EC1993-1-1. The column is fixed at the base and hinged at section B (with respect to the two principal axis of the cross section). Cross section B is fixed in both horizontal directions, in the plane of the structure (due to the beam itself) and in the perpendicular plane (because of secondary bracing members).

Loadings already factored for ULS.

S 355 for $t \leq 40\text{mm}$ Material Properties:

- ▶ $f_y = 355 \text{ MPa}$
- ▶ $f_u = 510 \text{ MPa}$
- ▶ $E = 210 \text{ GPa}$



Solution

Step1: Compute the design applied compressive axial force N_{Ed} .

$$N_{Ed} = \frac{80.0}{10} \times \frac{12^2}{2} + 800 = 1376.0 \text{ kN}$$

Example on resistance in compression against buckling

Step2: Select a preliminary cross section.

Assuming class 1,2 or 3 cross sections, and considering minimum cross sectional resistance.

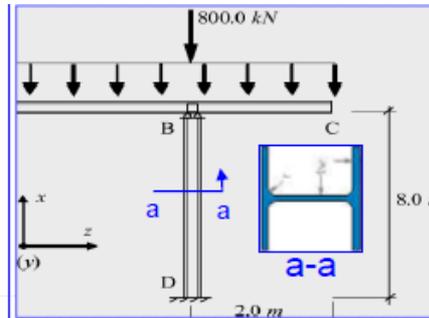
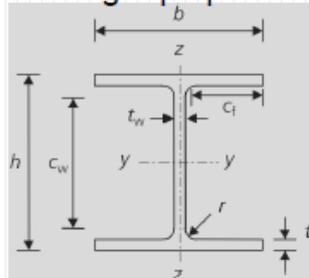
$$N_{Ed} = 1376.0 \text{ kN} \leq N_{c,Rd} = A f_y / \gamma_{M0} = A \times 355 \times 10^3 / 1.0$$

$$A \geq 38.76 \times 10^{-4} \text{ m}^2 = 38.76 \text{ cm}^2$$

As it is expected that buckling resistance will govern the member design, a HEB 240 in S 355 steel is proposed (class 1 in pure compression), with the following properties (geometrical and mechanical):

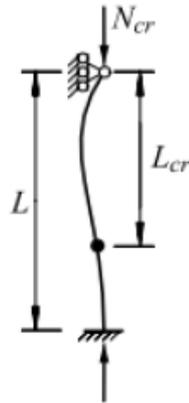
HEB 240

- ▶ $h = 254.1 \text{ mm}$ ▶ $A = 106 \text{ cm}^2$
- ▶ $b = 254.6 \text{ mm}$ ▶ $I_y = 11260 \text{ cm}^4$
- ▶ $t_w = 10 \text{ mm}$ ▶ $I_z = 3923 \text{ cm}^4$
- ▶ $t_f = 17 \text{ mm}$ ▶ $i_y = 10.31 \text{ cm}$
- ▶ $r = 10 \text{ mm}$ ▶ $i_z = 6.08 \text{ cm}$



(plane x-z) - $L_{Ey} = 0.7 \times 8.0 = 5.6 \text{ m}$.

(plane x-y) - $L_{Ez} = 0.7 \times 8.0 = 5.6 \text{ m}$.



$$N_{cr} = 2\pi^2 EI/L^2$$

$$L_{cr} \approx 0.7L$$

Because the buckling lengths are equal in both planes, the orientation of the cross section is arbitrary. For constructional reasons, the section is placed as shown in the Figure, with the strong axis (y axis) in the perpendicular direction to the plane of the structure.

Step3: Check for instability.

Step3.1: Identify the Buckling length in both direction.

According to the support conditions, the buckling lengths are equal in both planes, given by:

Step3.3: Determine the slenderness coefficients.

Since the selected section is section of class 1:

About axis y-y

$$\bar{\lambda}_y = \frac{L_{cr,y}}{i_y} \frac{1}{\lambda_1}$$

$$\bar{\lambda}_y = \frac{5.6}{10.31 \times 10^{-2}} \times \frac{1}{76.4} = 0.71$$

$$\lambda_1 = \pi \sqrt{E / f_y}$$

$$\lambda_1 = \pi \sqrt{(210 \times 10^6 / 355 \times 10^3)}$$

$$\lambda_1 = 76.4$$

About axis z-z

$$\bar{\lambda}_z = \frac{L_{cr,z}}{i_z} \frac{1}{\lambda_1}$$

$$\bar{\lambda}_z = \frac{5.6}{6.08 \times 10^{-2}} \times \frac{1}{76.4} = 1.21$$

Step3.4: Calculation of the reduction factor X_{min}

$$\frac{h}{b} = 1.0 < 1.2 \quad \text{and} \quad t_f = 17 \text{ mm} < 100 \text{ mm}$$

As $\bar{\lambda}_z > \bar{\lambda}_y$ and $\alpha_{curve\ c} > \alpha_{curve\ b} \Rightarrow \chi_{min} \Rightarrow \chi_z$.

	$h/b > 1.2$	$t_f \leq 40 \text{ mm}$	y-y	a	a_0
		$40 \text{ mm} < t_f \leq 100$	y-y	b	a
			z-z	c	a
	$h/b \leq 1.2$	$t_f \leq 100 \text{ mm}$	y-y	b	a
			z-z	c	a
		$t_f > 100 \text{ mm}$	y-y	d	c
			z-z	d	c

$$\chi_z = \frac{1}{\phi_z + \sqrt{\phi_z^2 - \bar{\lambda}_z^2}}$$

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

$$\chi_z = \frac{1}{1.48 + \sqrt{1.48^2 - 1.21^2}}$$

$$\phi_z = 0.5 \times \left[1 + 0.49 \times (1.21 - 0.2) + 1.21^2 \right]$$

$$\phi_z = 1.48$$

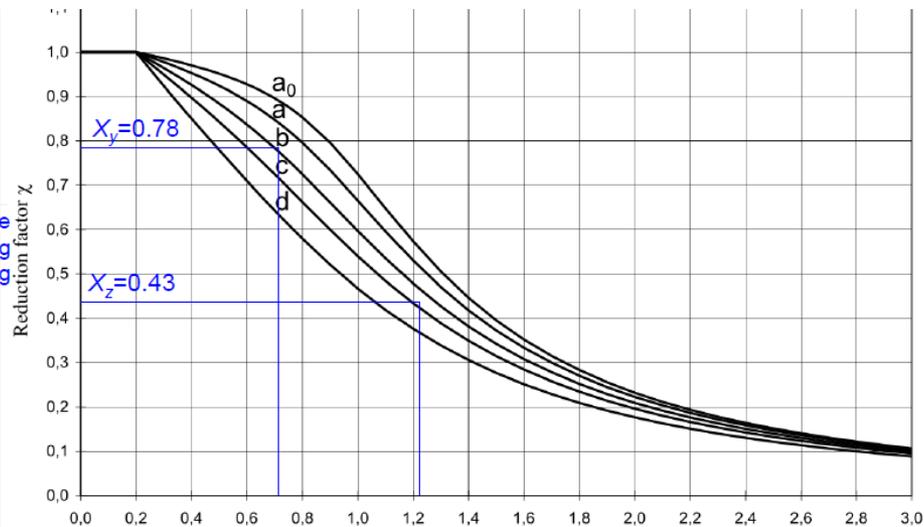
$$\chi_z = 0.43$$

Step4: Section Verification.

$$N_{b,Rd} = \chi A f_y / \gamma_{M1} = 0.43 \times 106 \times 10^{-4} \times 355 \times 10^3 / 1.0 = 1618.1 \text{ kN}$$

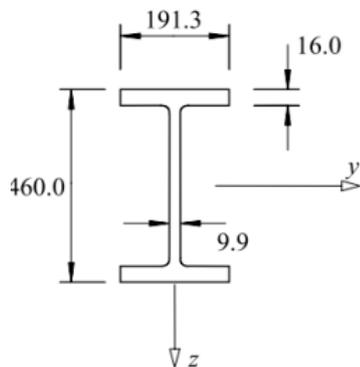
$$N_{Ed} = 1376.0 \text{ kN} < N_{b,Rd} = 1618.1 \text{ kN}$$

Alternatively and conservatively the reduction factor, X , for each buckling axis can be calculated from the buckling curve provided in EC1993-1-1



Example on checking a UB compression member

Example 3.3. The 457×191 UB 82 compression member of S275 steel is simply supported about both principal axes at each end ($L_{cr,y} = 12.0$ m), and has a central brace which prevents lateral deflections in the **minor principal plane** ($L_{cr,z} = 6.0$ m). Check the adequacy of the member for a factored axial compressive load corresponding to a nominal dead load of 160 kN and a nominal imposed load of 230kN.



457 × 191 UB 82
 $I_z = 1871 \text{ cm}^4$
 $A = 104 \text{ cm}^2$
 $i_y = 18.8 \text{ cm}$
 $i_z = 4.23 \text{ cm}$
 $r = 10.2 \text{ mm}$

S 275 for $t \leq 40$ mm Material Properties:

- ▶ $f_y = 275 \text{ MPa}$
- ▶ $f_u = 430 \text{ MPa}$
- ▶ $E = 210 \text{ GPa}$

Solution

Step1: Compute the design applied compressive axial force N_{Ed} .

$$N_{Ed} = (1.35 \times 160) + (1.5 \times 230) = 561 \text{ kN}$$

Step2: Classify the cross-section.

Flange = external or outstand element.

Web = internal or stiffened element.

$$\varepsilon = (235/275)^{0.5} = 0.924$$

Flange = external or outstand element.

$$\frac{c}{t} = \frac{b - t_w - (2 \cdot r)}{2 \cdot t_f} = \frac{191.3 - 9.9 - (2 \times 10.4)}{2 \times 16.0} = 5.026$$

$$\frac{c}{t} = 5.026 < 9\varepsilon \Rightarrow \text{Class 1}$$

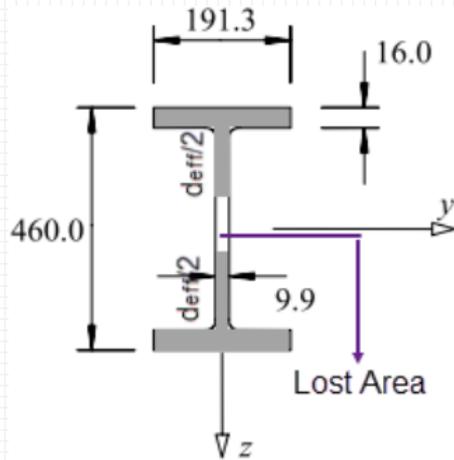
Web = internal or stiffened element.

$$\frac{c}{t} = \frac{h - (2 \cdot t_f) - (2 \cdot r)}{t_w} = \frac{460 - (2 \times 16.0) - (2 \times 10.2)}{9.9} = 41.118$$

$$\frac{c}{t} = 41.118 > 42\varepsilon \Rightarrow \text{Class 4}$$

and so the cross section is **Class 4 (slender)**.

Step3: Compute the Effective area. the cross-section A_{eff} .



$$\bar{\lambda}_p = \sqrt{\frac{f_y}{\sigma_{cr}}} = \frac{\bar{b}/t}{28.4\epsilon\sqrt{k_\sigma}} = \frac{407.6/9.9}{28.4 \times 0.924 \times \sqrt{4.0}} = 0.784$$

$$\rho = \frac{\bar{\lambda}_p - 0.055(3 + \psi)}{\bar{\lambda}_p^2} = \frac{0.784 - 0.055(3 + 1)}{0.784^2} = 0.918$$

$$d - d_{eff} = (1 - 0.918) \times 407.6 = 33.6 \text{ mm}$$

$$A_{eff} = 104 \times 10^2 - 33.6 \times 9.9 = 10067 \text{ mm}^2$$

Step4: Compute the Cross-section compression resistance $N_{c,Rd}$.

$$N_{c,Rd} = \frac{A_{eff} \cdot f_y}{\gamma_{M0}} \quad \text{cross-sections of class 4}$$

$$N_{c,Rd} = \frac{10067 \times 275}{1.0} = 2768 \text{ kN} > 561 \text{ kN} = N_{Ed}$$

Step5: Compute the Buckling resistance of the Member $N_{b,Rd}$.

Since the selected section is section of class 4: Slenderness coefficient

$$\bar{\lambda}_y = \sqrt{\frac{A_{eff} f_y}{N_{cr,y}}} = \frac{L_{cr,y}}{i_y} \frac{\sqrt{A_{eff}/A}}{\lambda_1} = \frac{12000}{(18.8 \times 10)} \frac{\sqrt{10067/10400}}{93.9 \times 0.924} = 0.724$$

$$\bar{\lambda}_z = \sqrt{\frac{A_{eff} f_y}{N_{cr,z}}} = \frac{L_{cr,z}}{i_z} \frac{\sqrt{A_{eff}/A}}{\lambda_1} = \frac{6000}{(4.23 \times 10)} \frac{\sqrt{10067/10400}}{93.9 \times 0.924}$$

$$= 1.608 > 0.724$$

Select the buckling curve and corresponding "α" value

	$h/b > 1.2$	$t_f \leq 40 \text{ mm}$	y-y z-z	a b	a_0 a_0
		$40 \text{ mm} < t_f \leq 100$	y-y z-z	b c	a a
	$h/b \leq 1.2$	$t_f \leq 100 \text{ mm}$	y-y z-z	b c	a a
		$t_f > 100 \text{ mm}$	y-y z-z	d d	c c

Buckling will occur about the **minor (z) axis**. For a rolled UB section (with $h/b > 1.2$ and $t_f \leq 40 \text{ mm}$), buckling about the z-axis, use buckling curve (b) with $\alpha = 0.34$.

$$\Phi_z = 0.5[1 + 0.34(1.608 - 0.2) + 1.608^2] = 2.032$$

$$\chi_z = \frac{1}{2.032 + \sqrt{2.032^2 - 1.608^2}} = 0.305$$

$$N_{b,z,Rd} = \frac{\chi A_{eff} f_y}{\gamma_{M1}} = \frac{0.305 \times 10067 \times 275}{1.0} = 844 \text{ kN} > 561 \text{ kN} = N_{Ed}$$

and so the member is satisfactory!

