



Matériaux et structures composites

TP1 — Exercices

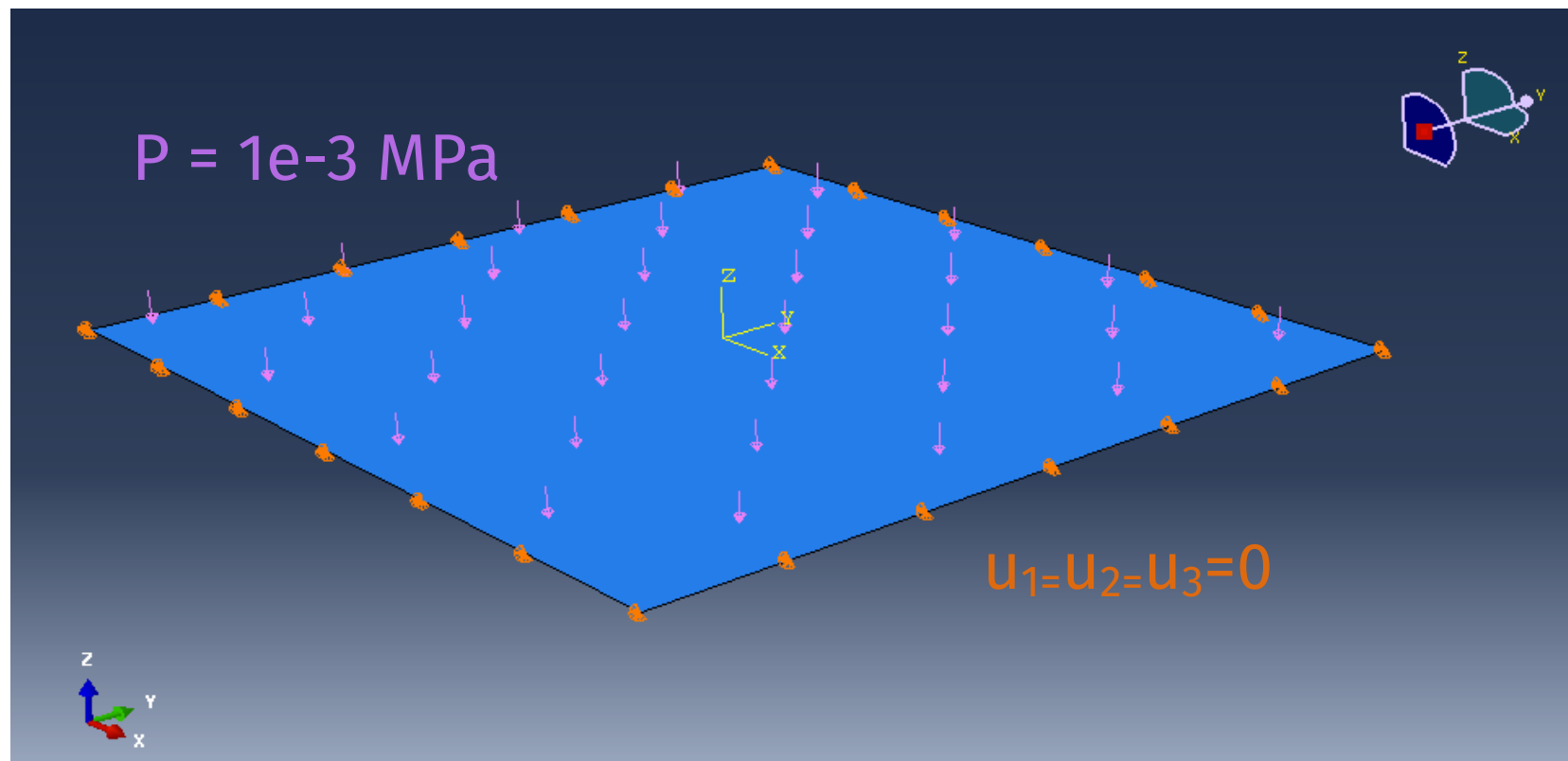
Guillaume Couégnat
couegnat@lcts.u-bordeaux.fr

Exercice 1

Stratifié symétrique soumis à une pression uniforme

Données d'entrée

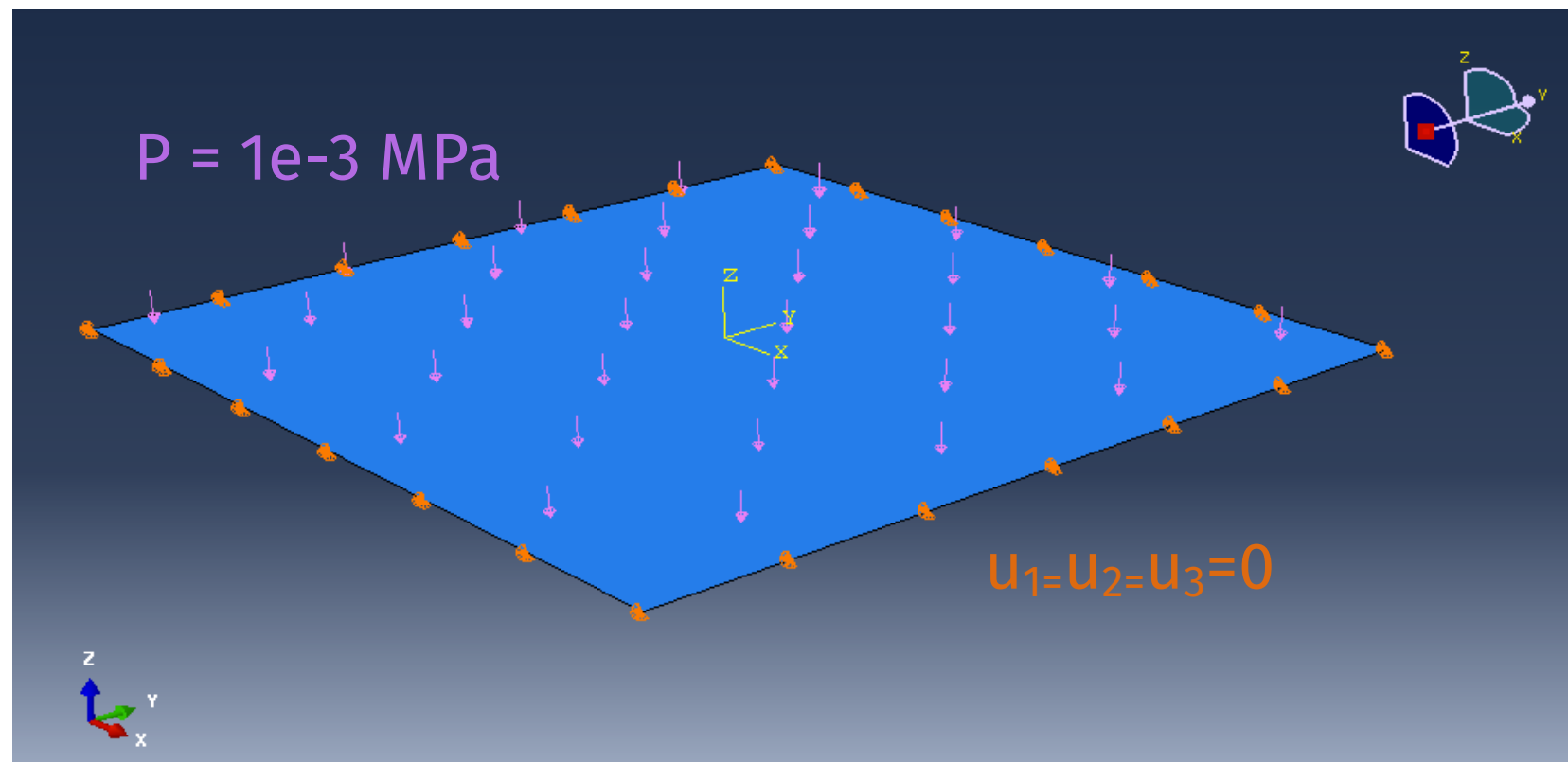
- Dimensions : 2000 x 2000 mm
- Encastrée sur le contour ; pression 0.001 MPa sur la surface supérieure
- Matériau AS4D/9310
 - $E1 = 133860 \text{ MPa}$; $E2=E3 = 7706 \text{ MPa}$; $G12=G13=4306 \text{ MPa}$; $G23=2760 \text{ MPa}$
 - $\nu12=\nu13=0.301$; $\nu23=0.396$
- Empilement $[0/90/+45/-45]_s$; 1mm par pli



Questions

Déterminer le déplacement U_z au centre de la plaque pour une modélisation :

- Coque “homogène” avec un matériau orthotrope équivalent (membrane et flexion)
- Coque “general stiffness” [ABBD]
- Coque “composite”



Création des modèles

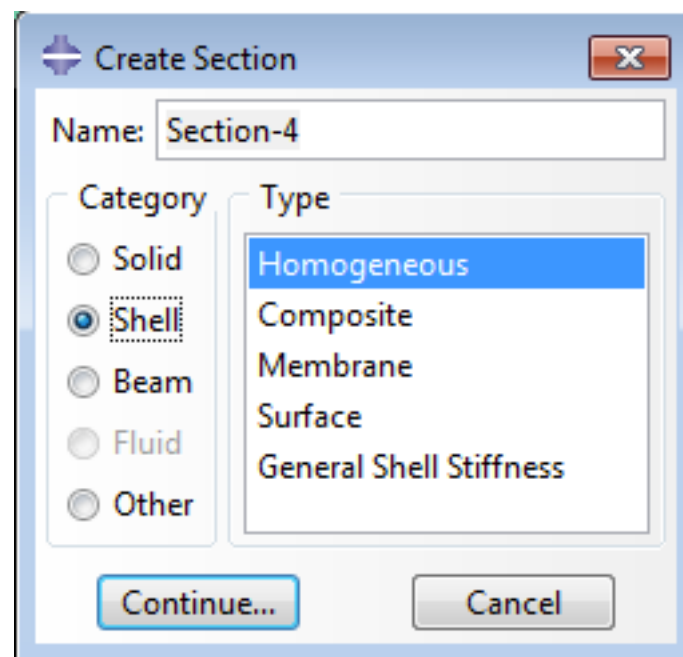
Module "Property"

Définition du ou des matériaux

Définition d'une section (shell)

Attribution d'une section à la géométrie

Module: Property



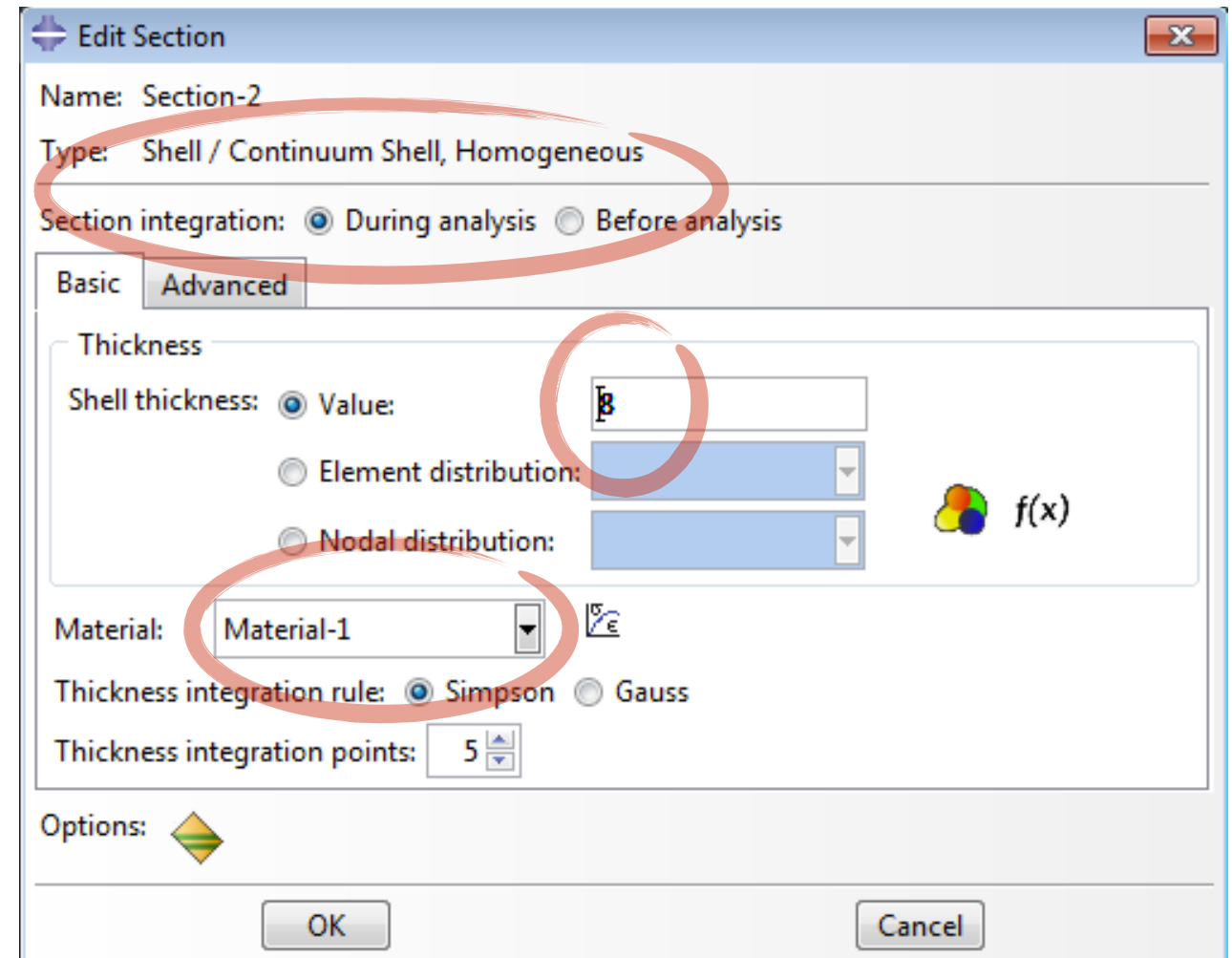
Homogeneous \longleftrightarrow matériau équivalent

General Shell Stiffness \longleftrightarrow ABBD

Composite \longleftrightarrow théorie des stratifiés (Abaqus)

Création des modèles

- Pour la modélisation “homogeneous”, il faut d’abord définir un matériau orthotrope équivalent
- Pour les modélisations “homogeneous” et “general shell stiffness”, il faut renseigner l’épaisseur du stratifié
- Pour la modélisation “composite”, le matériau des plis est renseigné lors de la création de la section ; l’épaisseur est calculée à partir des épaisseurs des plis



Création des modèles

Pour les coques “générales”, il faut renseigner la matrice de rigidité. Cette matrice correspond à la matrice $ABBD$ calculée par la théorie des stratifiés

The screenshot shows a software dialog box titled "Edit General Stiffness Section". It contains the following fields and controls:

- Name:** Section-1
- Type:** General Shell Stiffness
- Tabs:** Stiffness (selected), Dependencies, Advanced
- Stiffness Matrix:** A 6x6 grid with columns and rows numbered 1 to 6. The grid is divided into three regions by red ellipses:
 - Region A:** A 3x3 sub-matrix in the top-left corner (rows 1-3, columns 1-3).
 - Region B:** A 3x3 sub-matrix in the top-right corner (rows 1-3, columns 4-6).
 - Region D:** A 3x3 sub-matrix in the bottom-right corner (rows 4-6, columns 4-6).The cells in the bottom-left 3x3 area (rows 4-6, columns 1-3) are shaded gray, indicating they are not part of the input regions.
- Buttons:** OK and Cancel at the bottom.

Création des modèles

Pour les coques “composites”, il faut définir l’empilement du stratifié.

Edit Section

Name: Section-3

Type: Shell / Continuum Shell, Composite

Section integration: ☒ During analysis ☐ Before analysis

Layup name:

BasicAdvanced

Thickness integration rule: ☒ Simpson ☐ Gauss

☒ Symmetric layers

Material	Thickness	Orientation Angle	Integration Points	Ply Name
Lamina	1	0	3	pli0
Lamina	1	90	3	pli90
Lamina	1	45	3	pli45
Lamina	1	-45	3	pli45m

Options:

OK

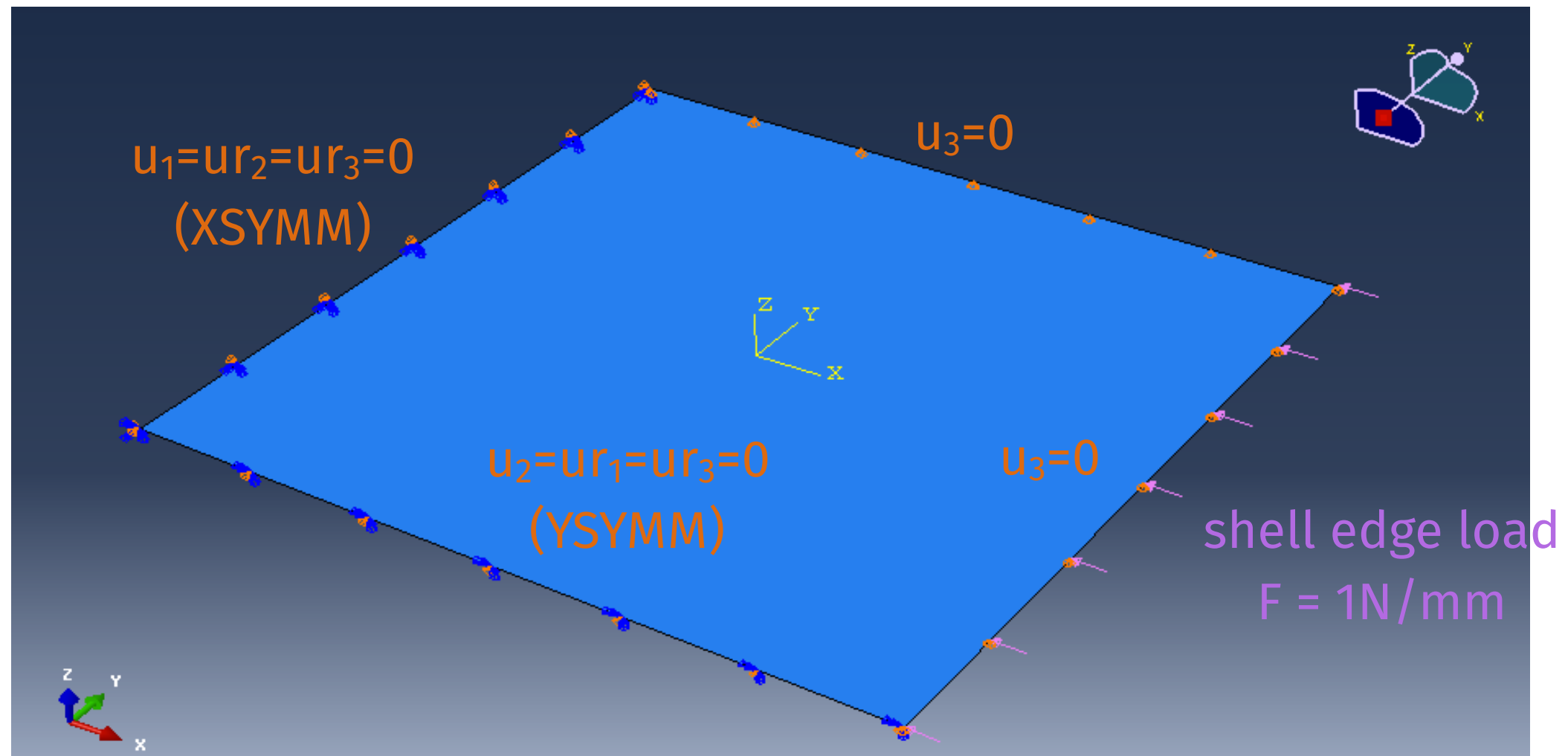
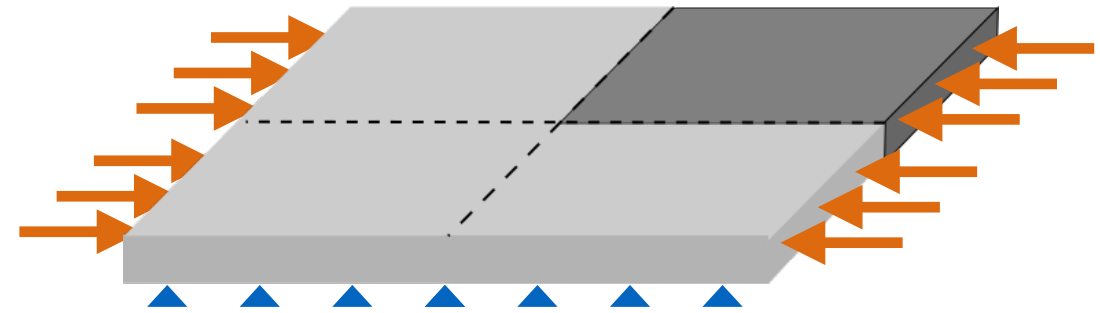
Cancel

Exercice 2

Couplage membrane-flexion

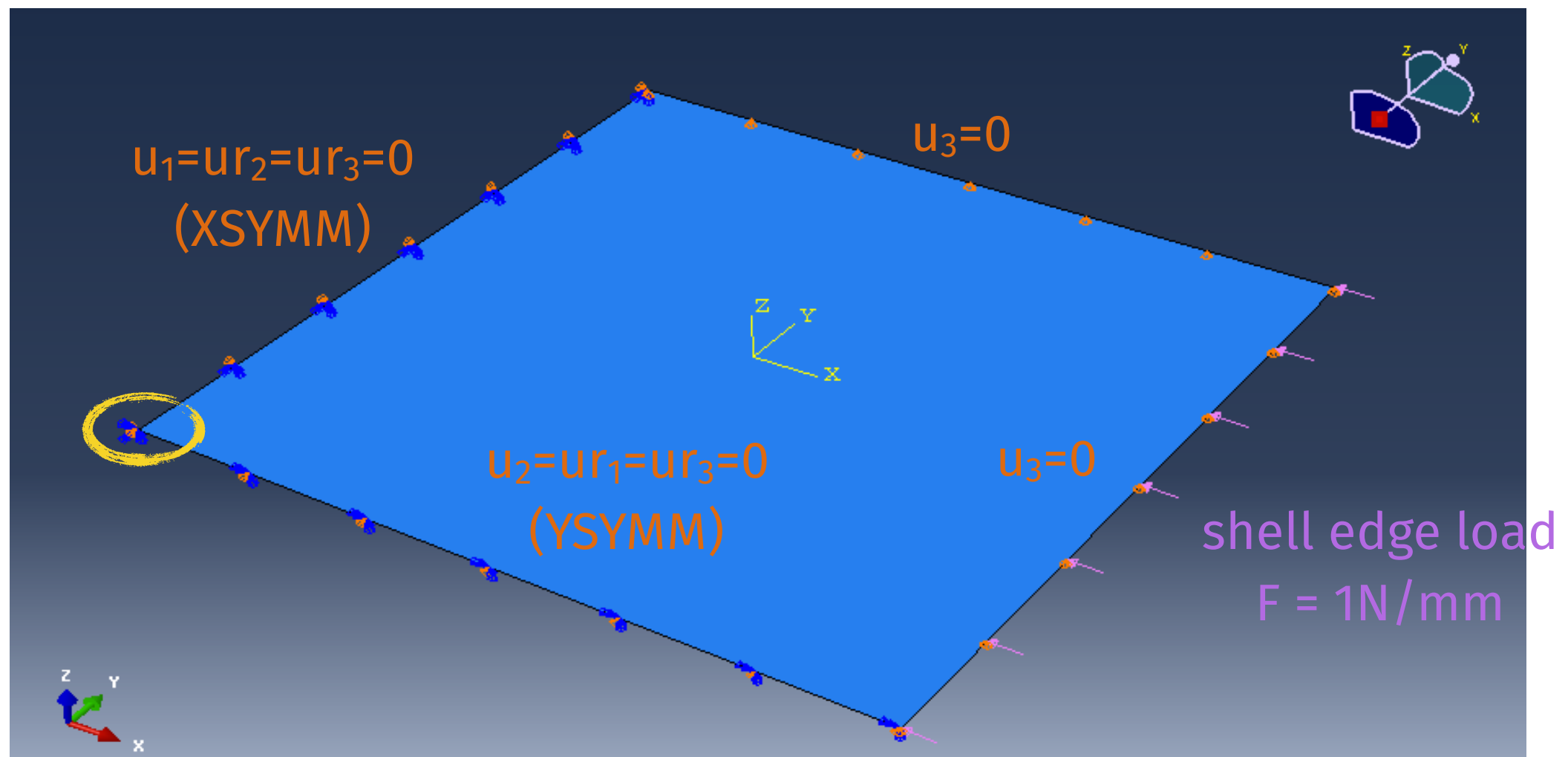
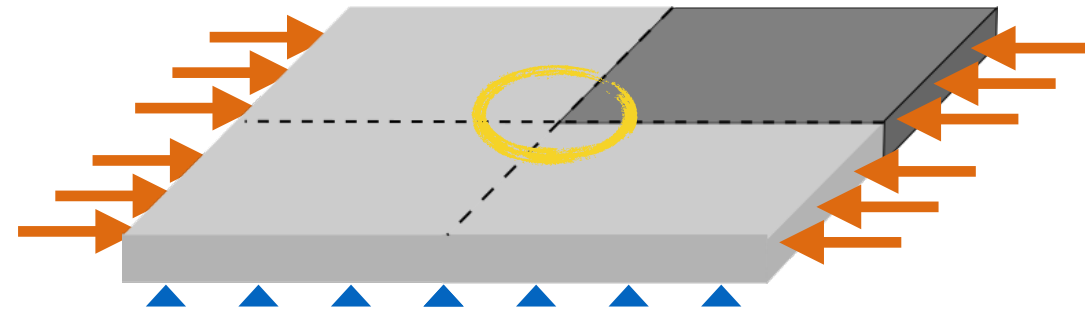
Données d'entrée

- Dimensions : 2000 x 2000 mm
- Symétrie \rightarrow modélisation de 1/4 de la plaque
- Effort 1N/mm ; simplement supportée en z
- Empilement $[(0/90)_n]$; épaisseur totale 10 mm
- Matériau AS4D/9310 (cf. exercice 1)



Questions

- Déterminer le déplacement U_z au **centre de la plaque** pour les trois modélisations coques “homogeneous”, “general stiffness” et “composite”
- Faire varier l’empilement $[(0/90)_n]$ $n=1, 5, 10$

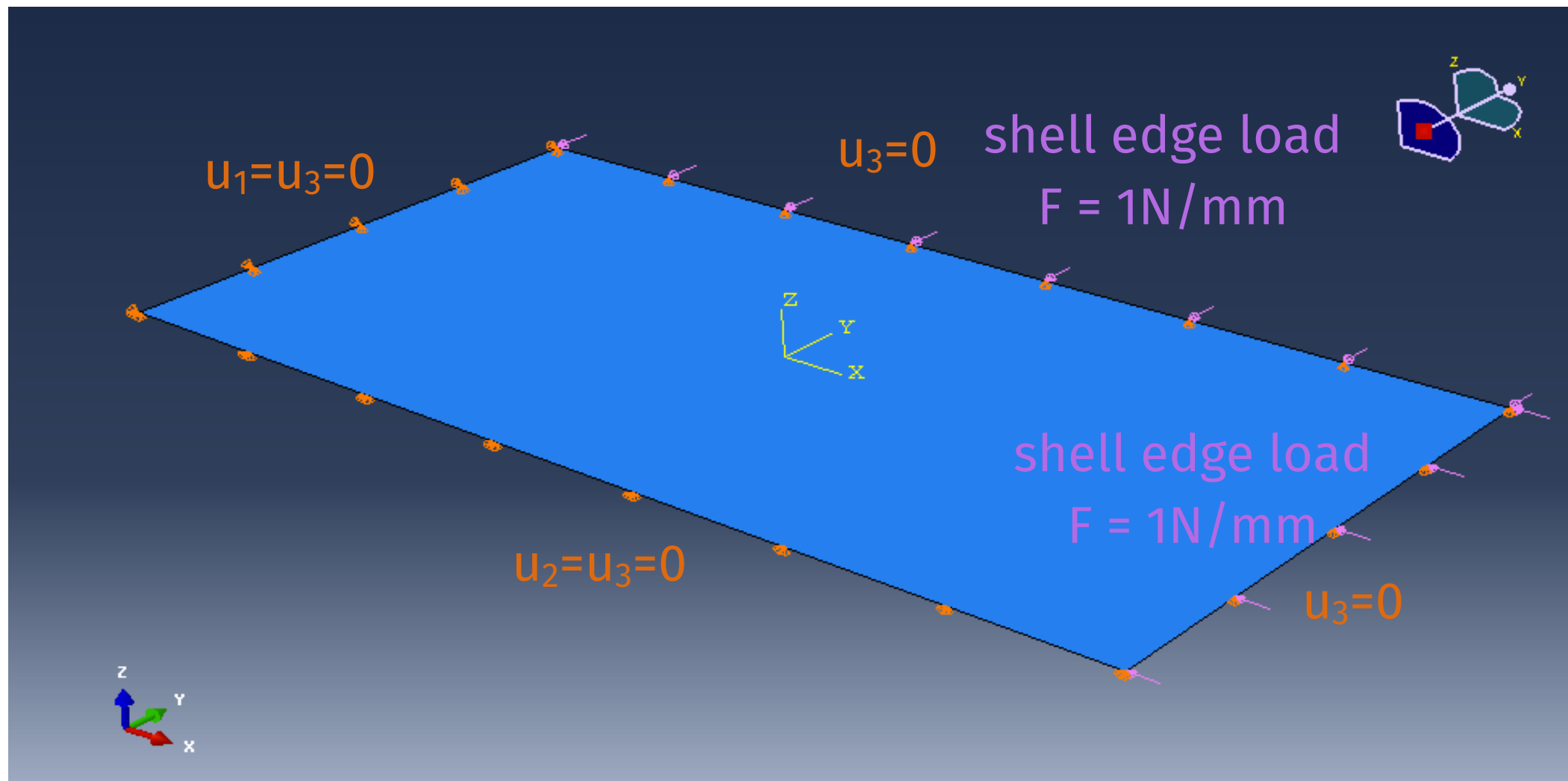


Exercice 3

Charges critiques de flambement

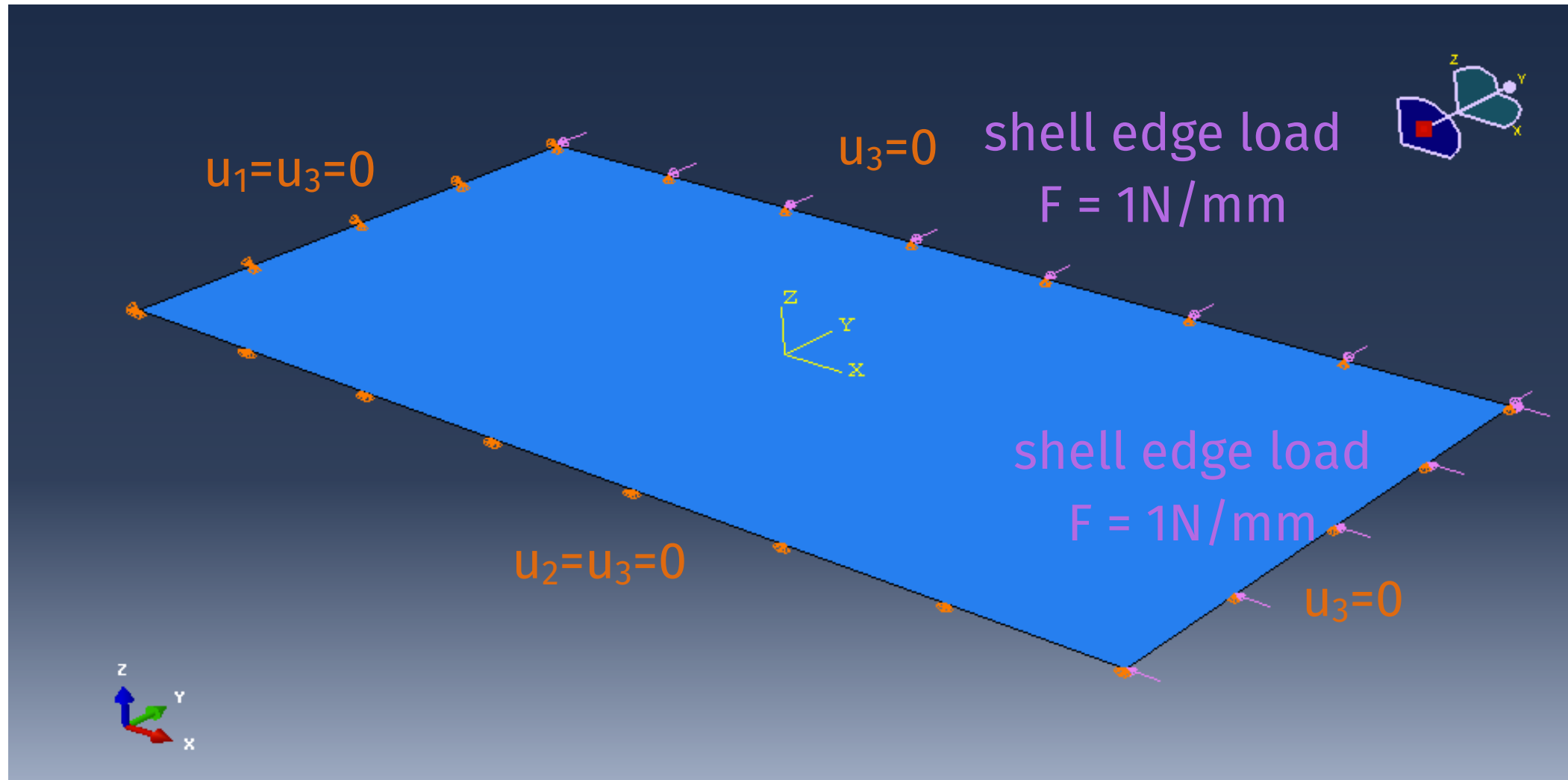
Données d'entrée

- Dimension : 1000 x 500 mm
- Empilement $[(0/90)_3]_s$; épaisseur du stratifié 10.2mm
- Matériau AS4D/9310



Question

Déterminer les 5 premières charges critiques pour les trois types de modélisation, coque "homogène", coque "general stiffness" et coque "composite"



Résolution problème de flambement

