

Structures élancées : aile, ouvrage d'art (pont, tour), câble ...

➤ déformations élastiques, vibrations en flexion, torsion ...

L'**aéroélasticité** s'intéresse aux mécanismes d'interaction entre l'écoulement (le chargement aérodynamique) et le mouvement de la structure

Pourquoi ?

Confort vibratoire, fatigue des structures

et parce que les mécanisme mis en jeu peuvent être destructeurs ...

Vibrations de structures élancées sous écoulement

3 situations – 3 types de chargement

- ❑ Vibrations induites par la turbulence (chargement extérieur)
- ❑ Vibrations induites par le sillage tourbillonnaire (chargement lié à la forme de la structure)
- ❑ Instabilités aéroélastiques (chargement induit par le mouvement)

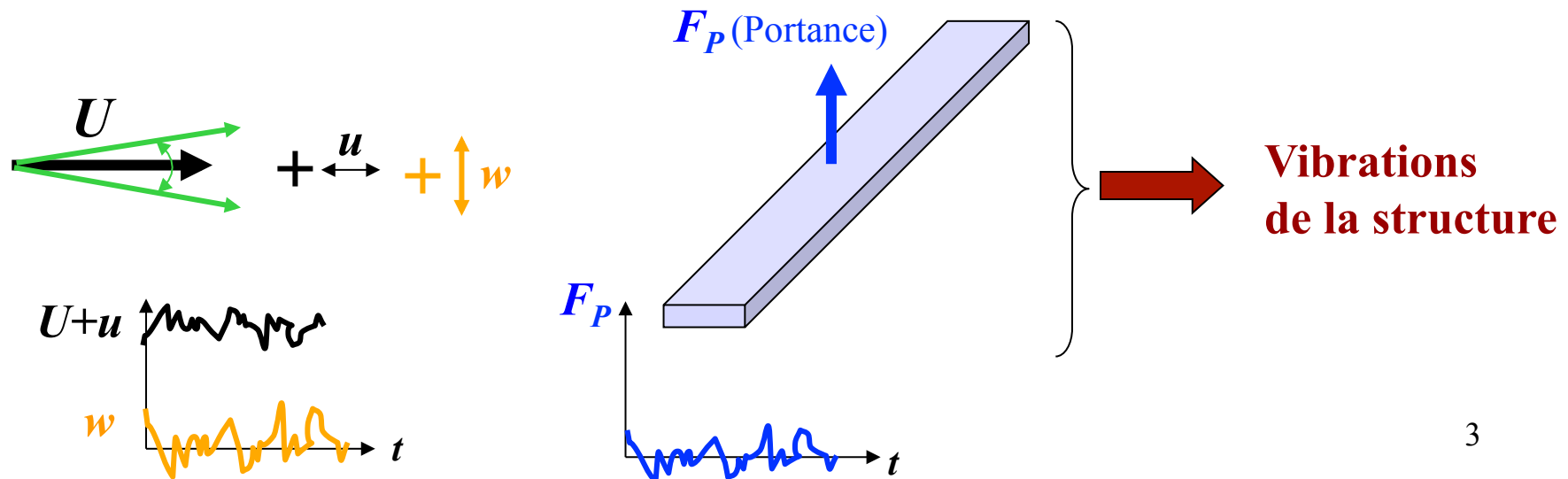
Vibrations induites par la turbulence

Problématique :

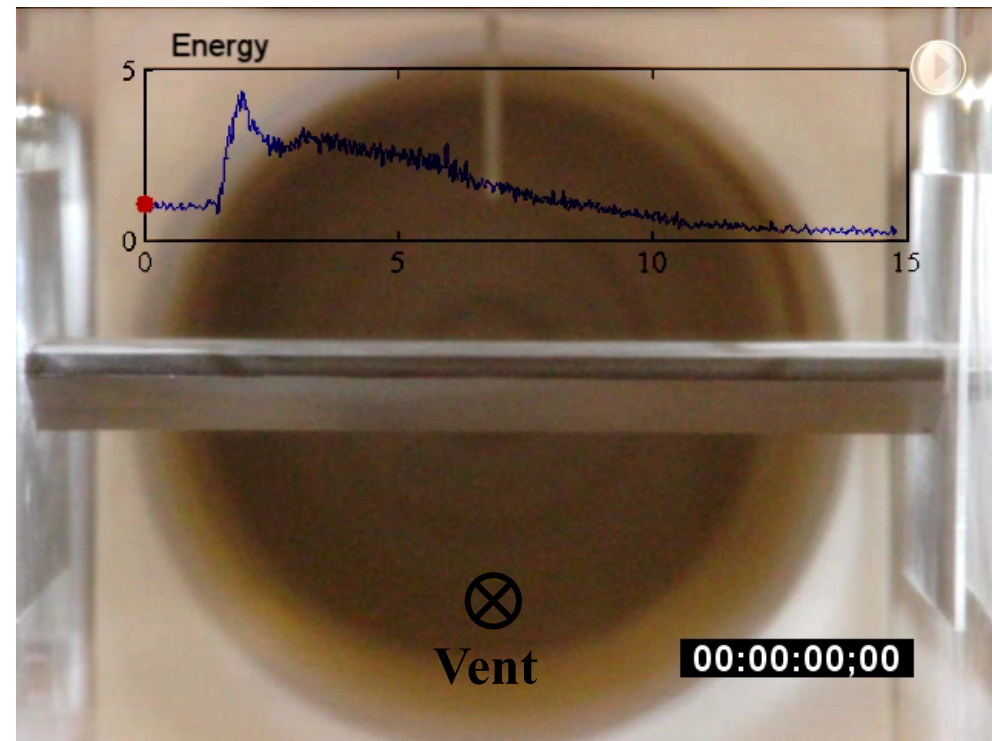
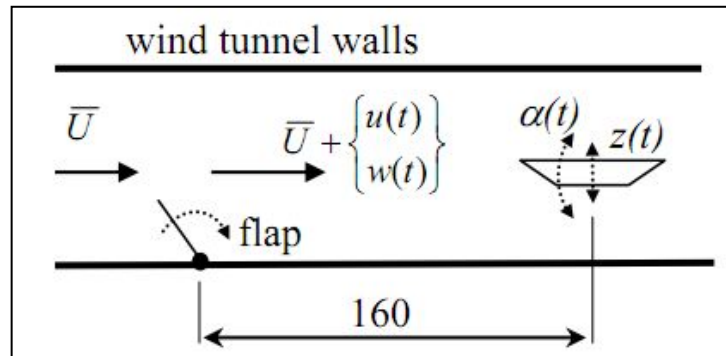
- ❑ L'écoulement relatif est instationnaire (turbulent, tourbillonnaire, rafale)
 - fluctuations en module et direction de sa vitesse
 - chargement aérodynamique instationnaire (de type aléatoire)
- ❑ La structure est flexible → elle est donc susceptible de vibrer



Le problème qui se pose est donc de caractériser la réponse d'un système dynamique à une sollicitation extérieure aléatoire



Réponse d'un tablier de pont au passage d'une rafale de vent



P. Hémon & S. Manzoor (LadHyX, 2010)

VIV – Vortex-Induced Vibration

- ❑ Sillage d'une structure mal profilée → double allée de tourbillons avec arrangement asymétrique
- ❑ Le cas le plus connu est celui du cylindre de section circulaire sous écoulement transverse :



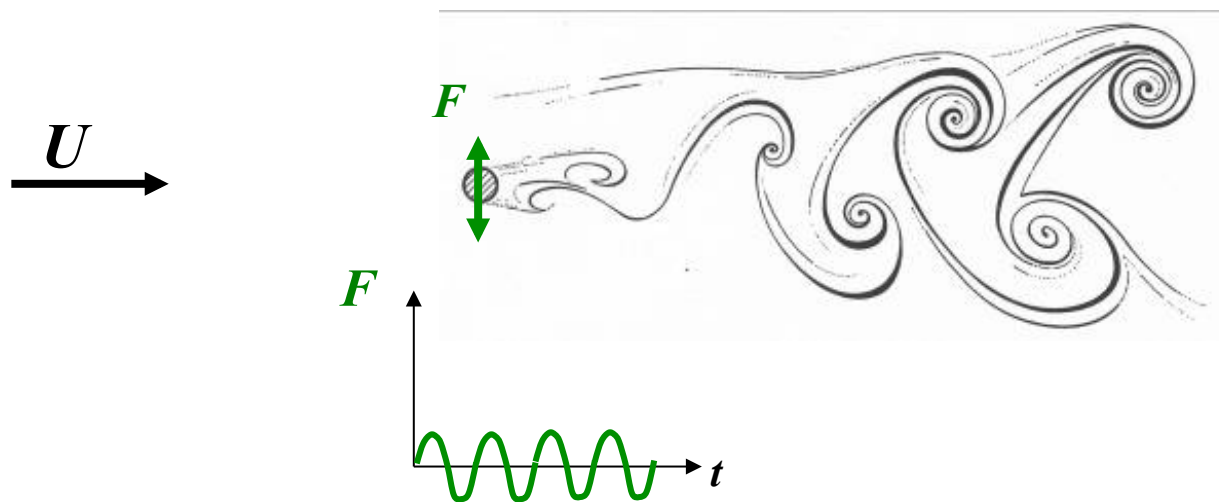
- ❑ Le détachement tourbillonnaire concerne les obstacles non profilés présentant une symétrie \pm forte



- ❑ L'« intensité » du sillage tourbillonnaire dépend
 - De la géométrie du corps (forme, allongement ...)
 - De l'écoulement incident (direction, nombre de Reynolds, taux de turbulence ...)

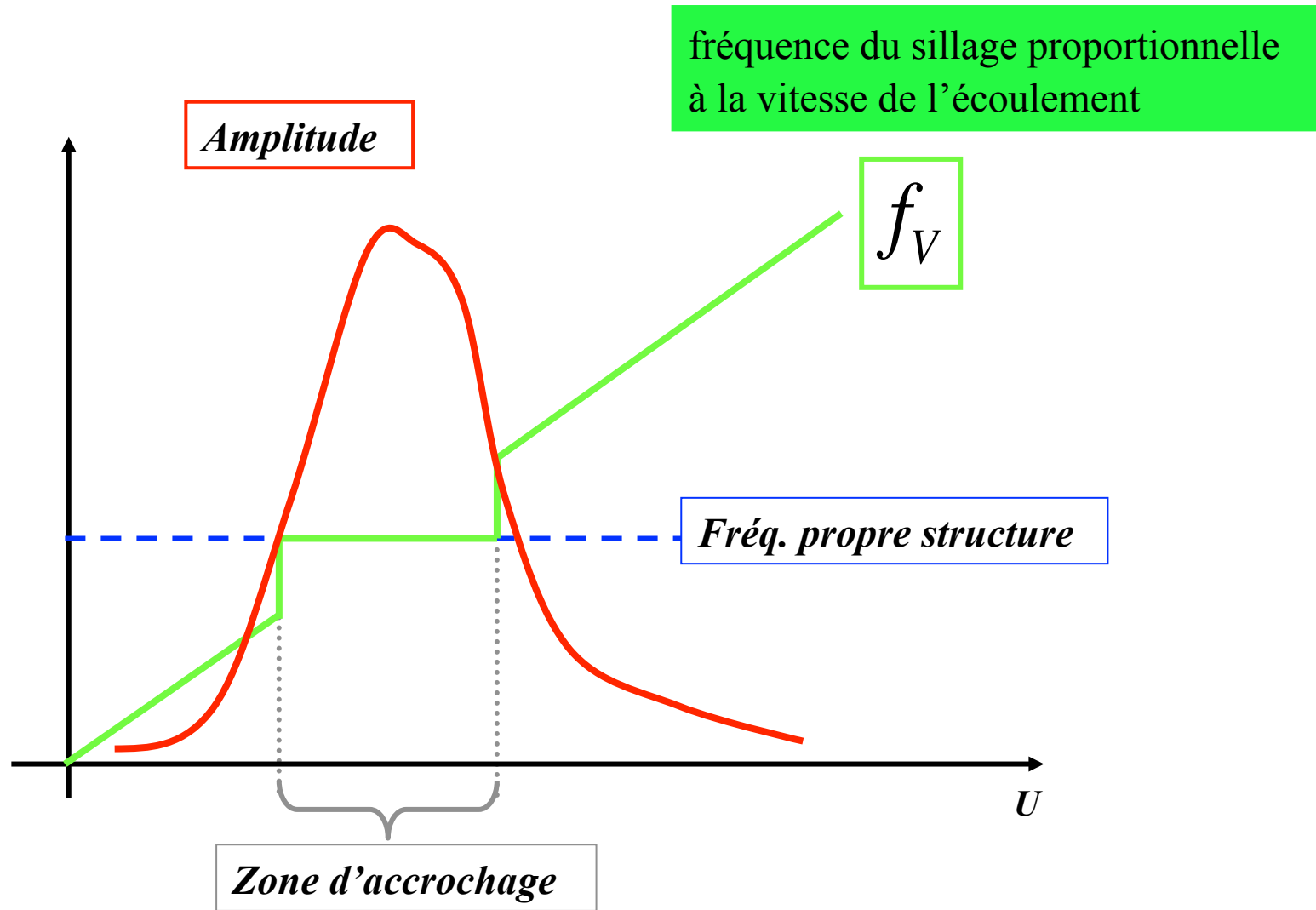
VIV – Vortex-Induced Vibration

- ❑ Le détachement alterné de tourbillons génère une force fluctuante perpendiculaire à la direction de l'écoulement
- ❑ La fréquence des détachements alternés est proportionnelle à la vitesse de l'écoulement

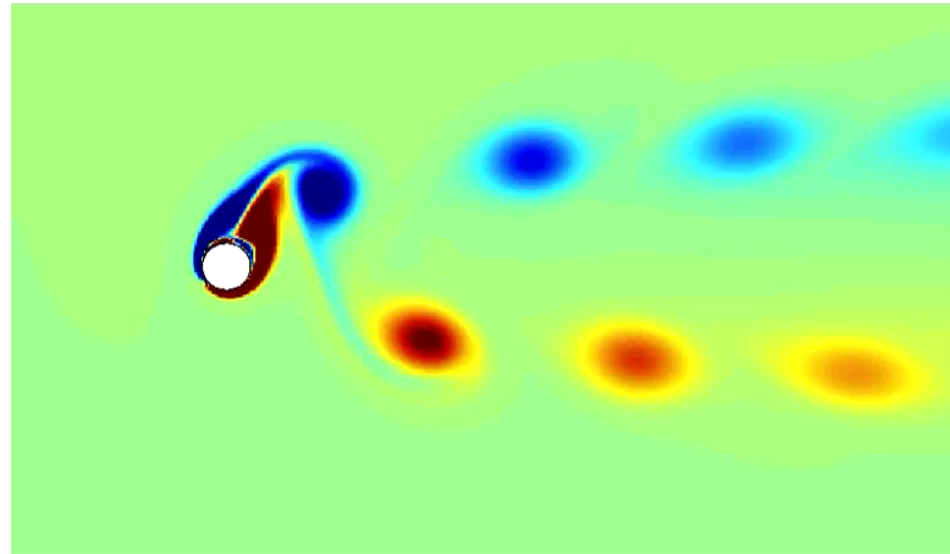
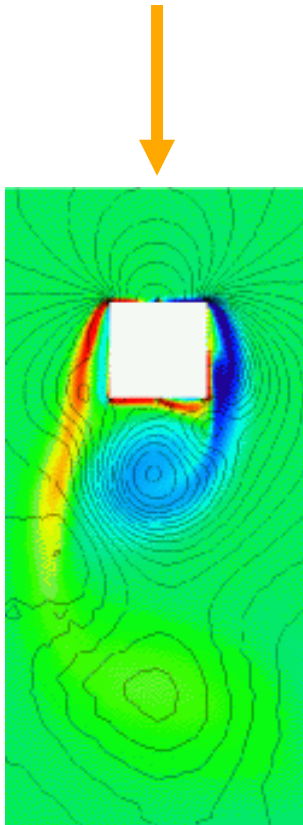


- ❑ Si cette fréquence coïncide avec une fréquence propre de la structure → résonance → vibrations de « forte » amplitude

VIV – Vortex-Induced Vibration



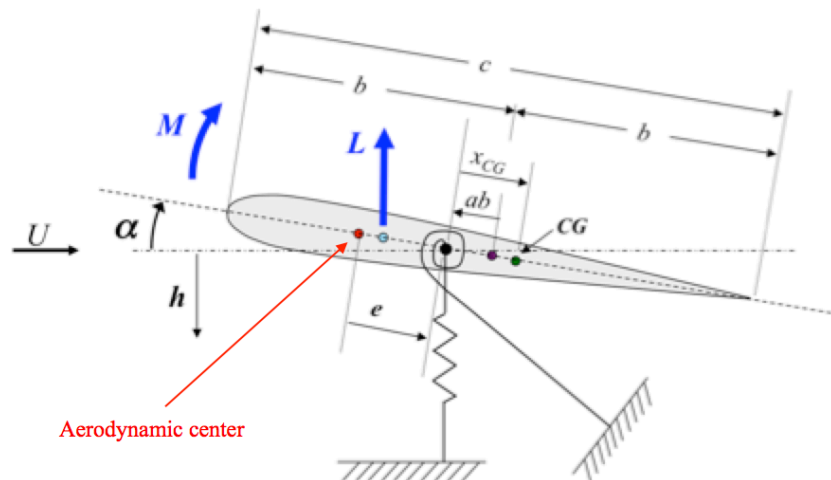
VIV – Vortex-Induced Vibration



Divergence en torsion

- ❑ **Instabilité « statique »** pouvant conduire à la destruction rapide de la structure
- ❑ La déformation de la structure induit un chargement aérodynamique selon un scénario de type « **raideur ajoutée négative** »
- ❑ Au delà d'une certaine vitesse critique, le système aéroélastique n'a plus de raideur et il se déforme jusqu'à la rupture ...

$$I_{\alpha} \ddot{\alpha} + K_{\alpha} \alpha = \frac{\rho U^2 S c}{2} \frac{dC_M}{d\alpha} \alpha \iff I_{\alpha} \ddot{\alpha} + \underbrace{\left[K_{\alpha} - \frac{\rho U^2 S c}{2} \frac{dC_M}{d\alpha} \right]}_{\text{Raideur Structure + Aéro}} \alpha = 0$$



Divergence en torsion – Vitesse critique

$$I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha = \frac{\rho U^2 S c}{2} \frac{dC_M}{d\alpha} \alpha \iff I_\alpha \ddot{\alpha} + \underbrace{\left[K_\alpha - \frac{\rho U^2 S c}{2} \frac{dC_M}{d\alpha} \right]}_{\text{Raideur Structure + Aéro}} \alpha = 0$$

$\frac{dC_M}{d\alpha} > 0$ → Au delà d'une vitesse critique le système « fluide-structure » n'a plus de raideur !

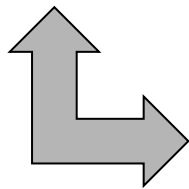
→ Vitesse critique :

$$U_c = \sqrt{\frac{2K_\alpha}{\rho c S \frac{dC_M}{d\alpha}}}$$

Galop (de flexion, de torsion)

- ❑ **Instabilité « dynamique »** sur un mouvement de flexion ou de torsion
- ❑ Le mouvement de la structure induit un chargement aérodynamique selon un scénario de type « **amortissement ajoutée négatif** »
- ❑ Au delà d'une certaine vitesse critique, le système aéroélastique n'a plus d'amortissement et les vibrations sont amplifiées ...

$$\ddot{X} + 2\eta\omega\dot{X} + \omega^2 X = \frac{A(U, \omega)}{m} \dot{X}$$



$$\ddot{X} + \underbrace{\left[2\eta\omega - \frac{A(U, \omega)}{m} \right]}_{\text{Amortissement Structure + Aéro}} \dot{X} + \omega^2 X = 0$$

Amortissement Structure + Aéro

Galop de flexion

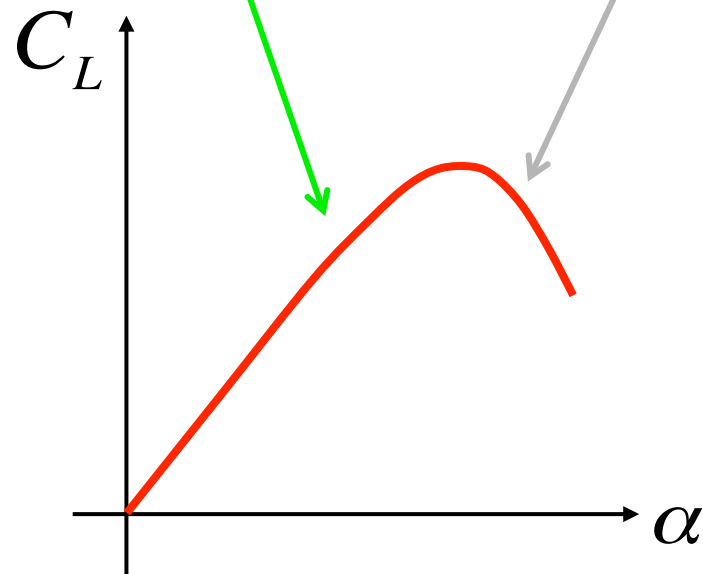
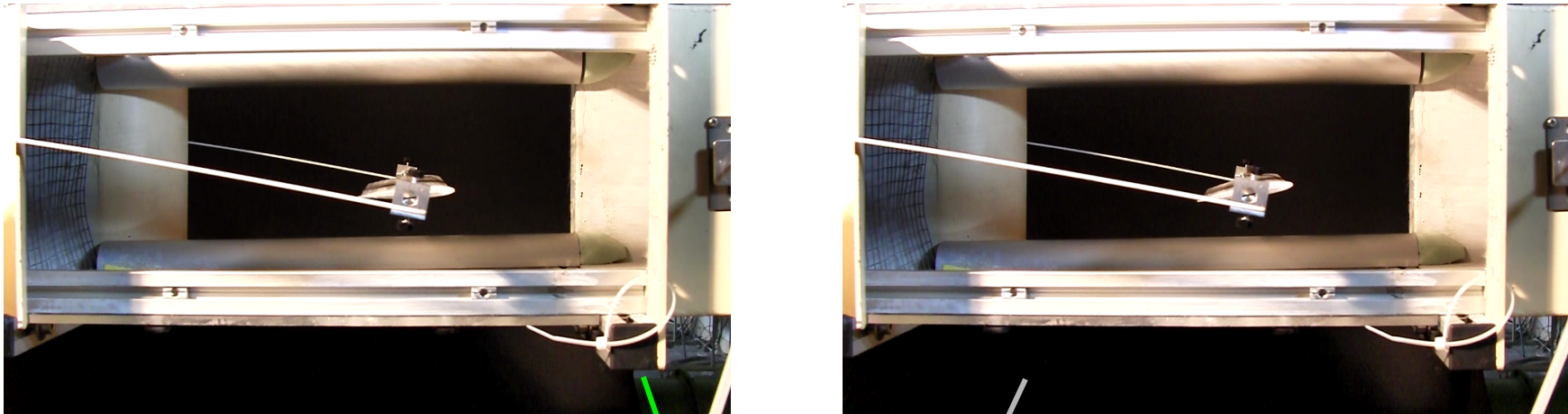
- ❑ **En génie-civil** : les structures de section de non circulaire, notamment les sections en L, en I, en U et en T sont prédisposées au phénomène de galop. La glace peut entraîner l'instabilité d'une section circulaire.

Aimersoft 



Galop de flexion / flottement de décrochage

❑ Aile en régime décroché

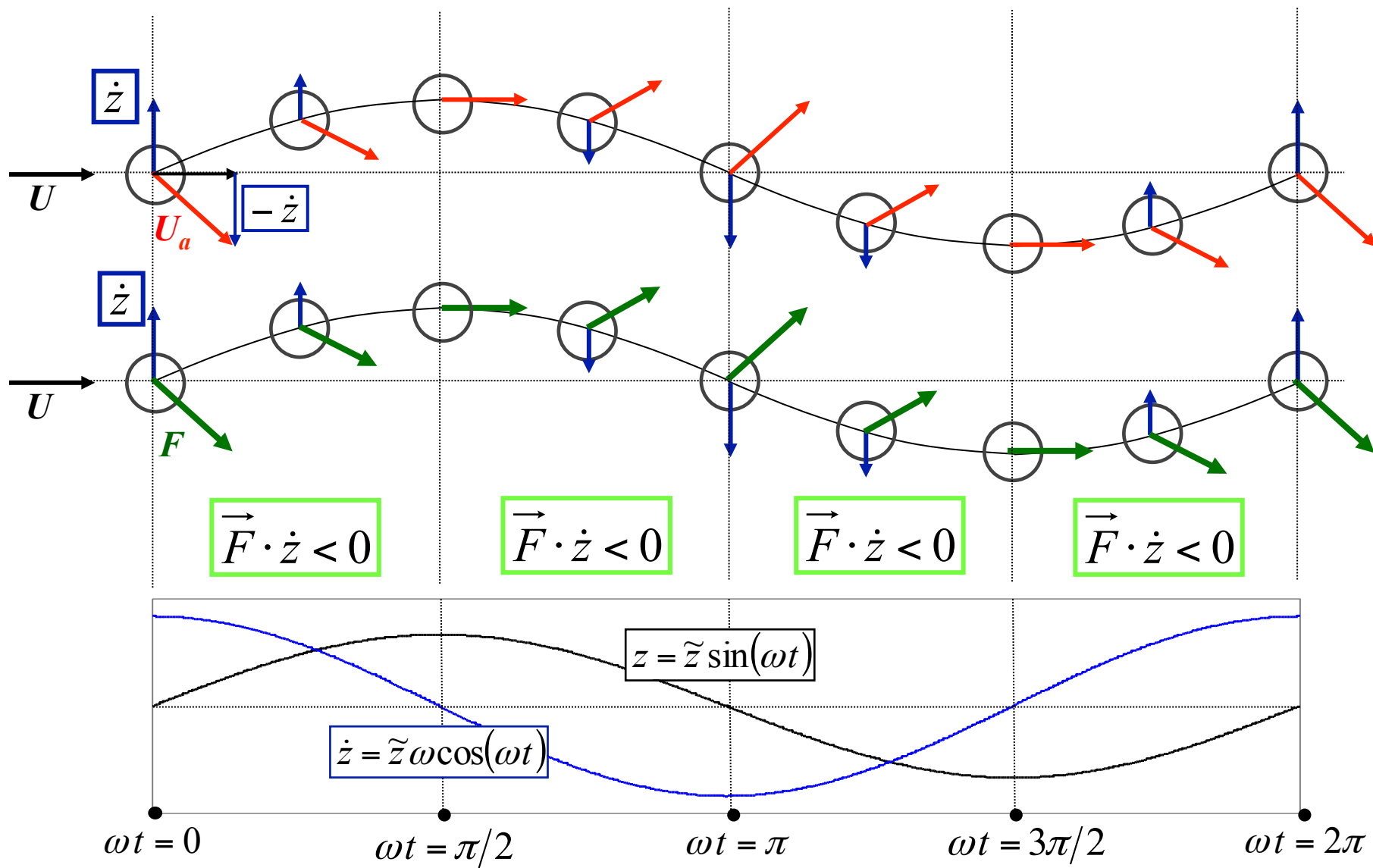


Galop de torsion / flottement en torsion

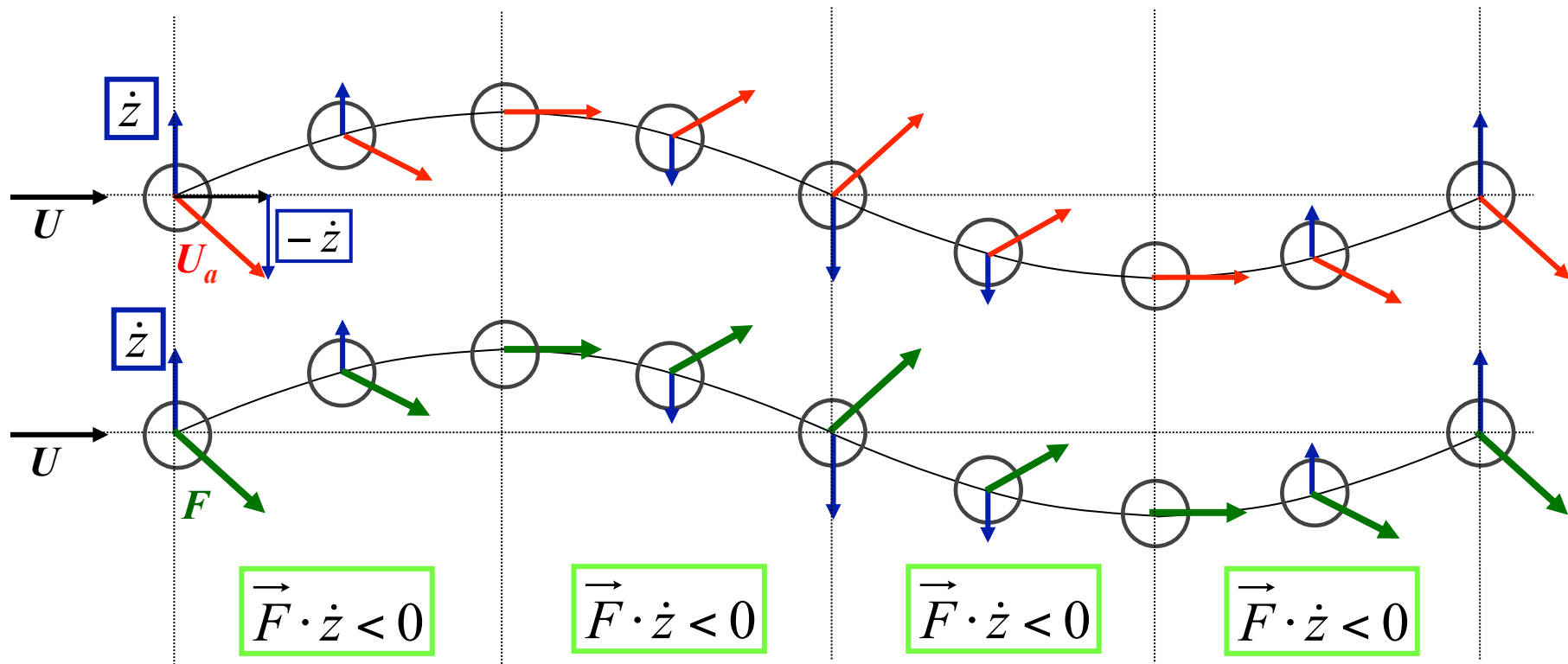
❑ Le cas du pont de Tacoma



Cas d'un cylindre de section circulaire vibrant selon un mode de flexion

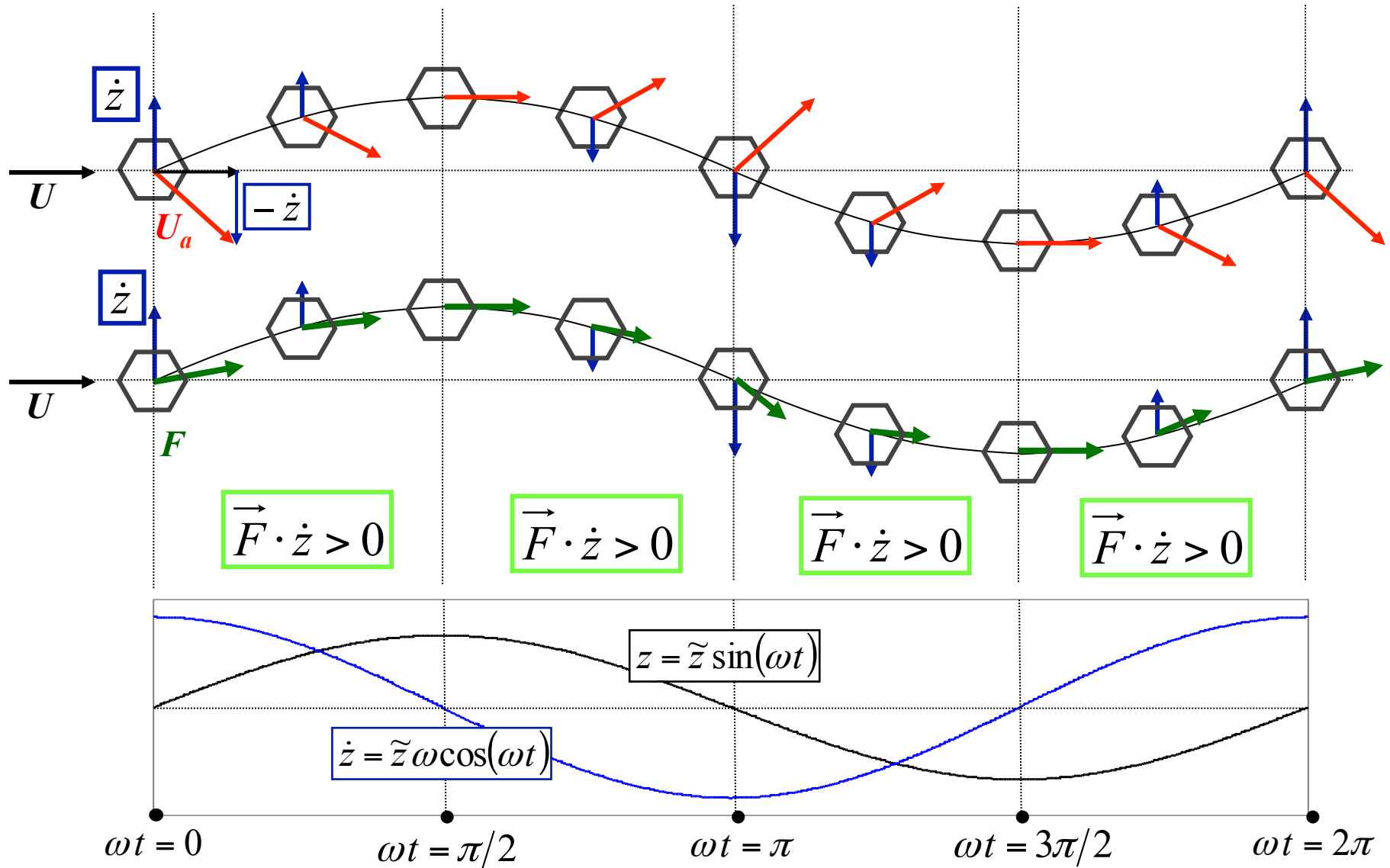


Cas d'un cylindre de section circulaire vibrant selon un mode de flexion

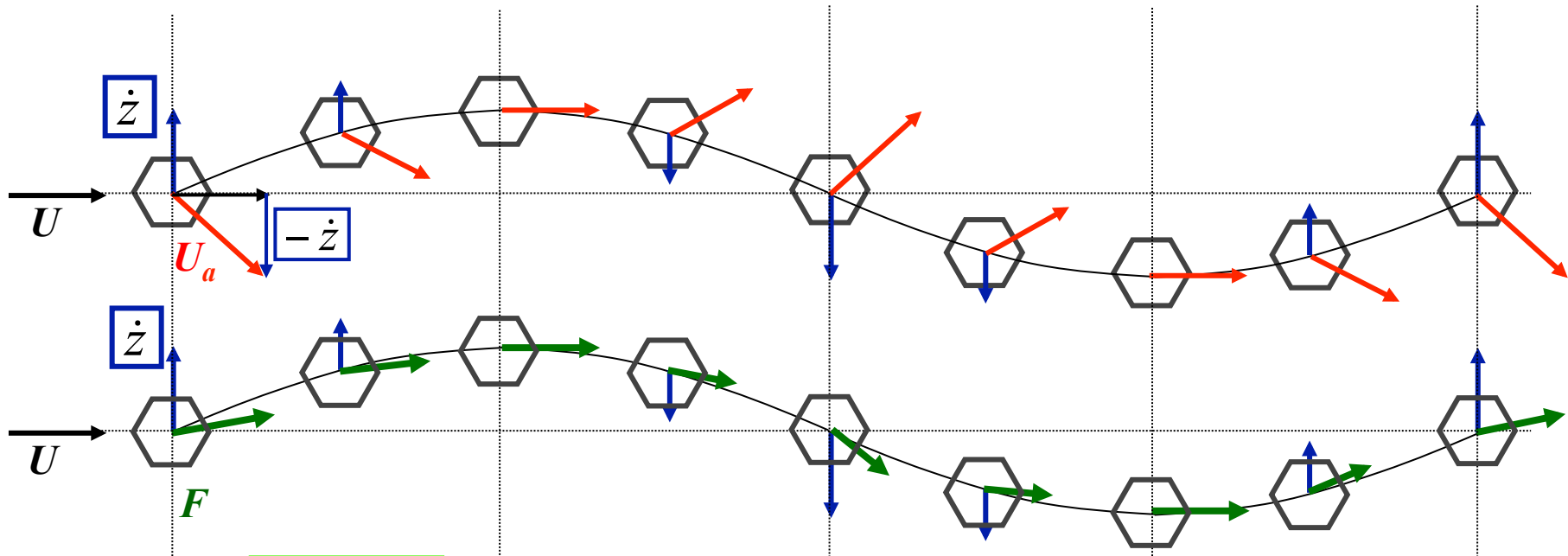


- La force aérodynamique induit par le vent apparent (U_a) est une force de trainée qui s'exerce dans la direction du vent apparent.
- Cette force exerce un travail négatif sur un cycle de mouvement de flexion
- Le chargement aérodynamique atténue (amorti) les vibrations. On dit qu'il prélève de l'énergie mécanique à la structure en mouvement

Cas d'un cylindre de section non circulaire vibrant selon un mode de flexion

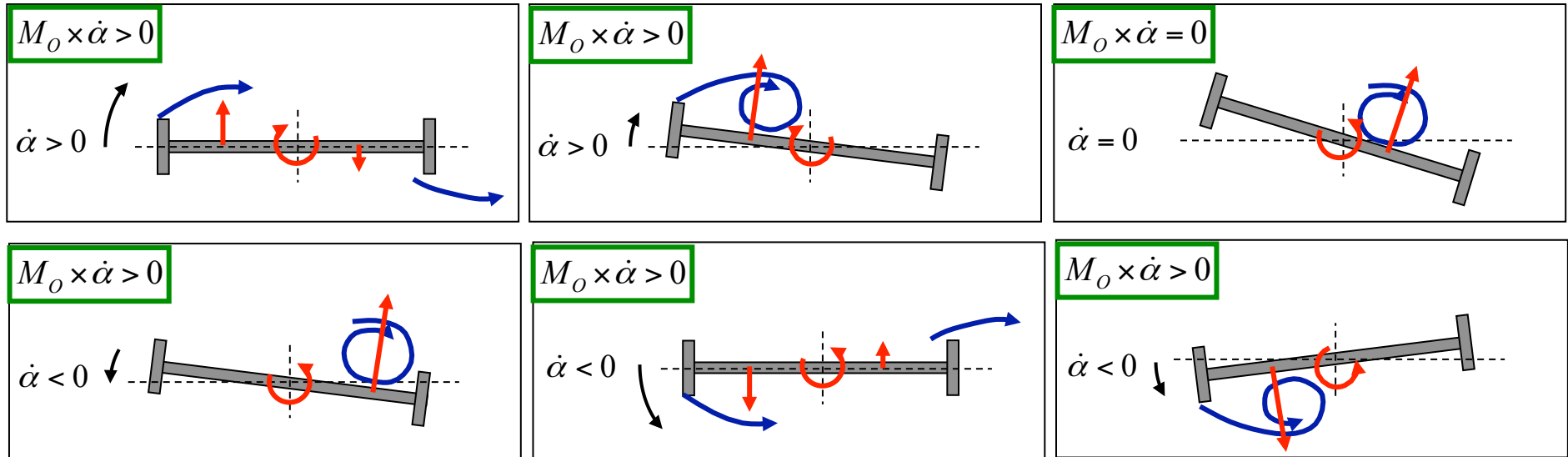


Cas d'un cylindre de section non circulaire vibrant selon un mode de flexion



- La force aérodynamique induit par le vent apparent (U_a) est la somme d'une force de trainée (dans la direction du vent apparent) et d'une force de portance (perpendiculaire au vent apparent).
- En fonction de la géométrie de la section et de son orientation moyenne par rapport au vent, cette force résultante peut avoir un travail positif sur un cycle de mouvement.
- Dans ce cas le chargement aérodynamique donne de l'énergie à la structure. Il amplifie les vibrations.

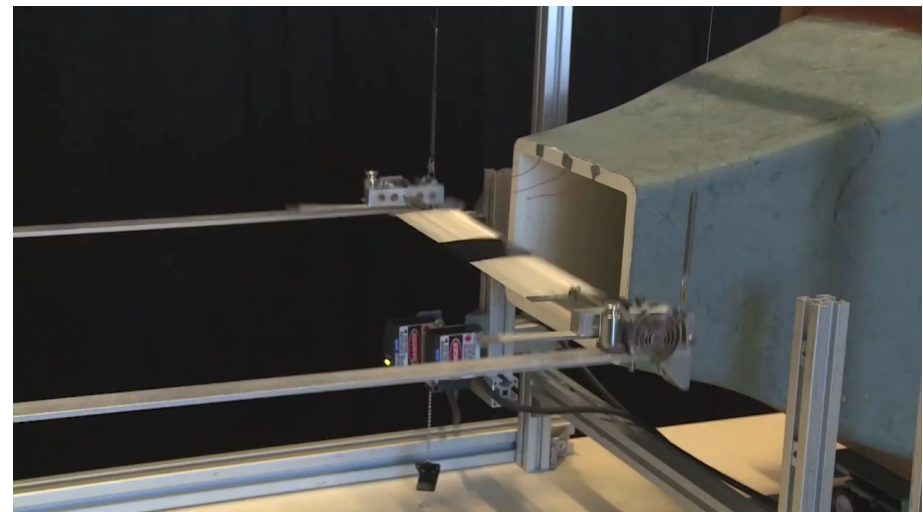
Cas du pont de Tacoma vibrant selon un mode de torsion



- Des tourbillons (induits par le mouvement) sont générés et convectés alternativement de part et d'autre de la section.
- La synchronisation particulière de ce mécanisme de génération-convection de tourbillons avec le mouvement, peut conduire à un transfert d'énergie défavorable entre le vent et la structure : le travail du chargement aérodynamique résultant est globalement positif (le vent donne de l'énergie à la structure).
- **Au delà d'une certaine vitesse de vent la structure ne peut plus absorber cette énergie et le mouvement est donc amplifié.**

Flottement flexion-torsion

- ❑ **Instabilité dynamique** pour un système couplé à au moins 2 degrés de liberté
- ❑ Le chargement aérodynamique modifie les modes propres du système couplé (formes, fréquences).
- ❑ L'instabilité se produit, au delà d'une certaine vitesse critique, sur un mode combiné (flexion/torsion) capable d'extraire de l'énergie à l'écoulement.



Flottement flexion-torsion

$$m\ddot{h} + K_h h + S_\alpha \ddot{\alpha} = -L$$

$$I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha + S_\alpha \dot{h} = M$$

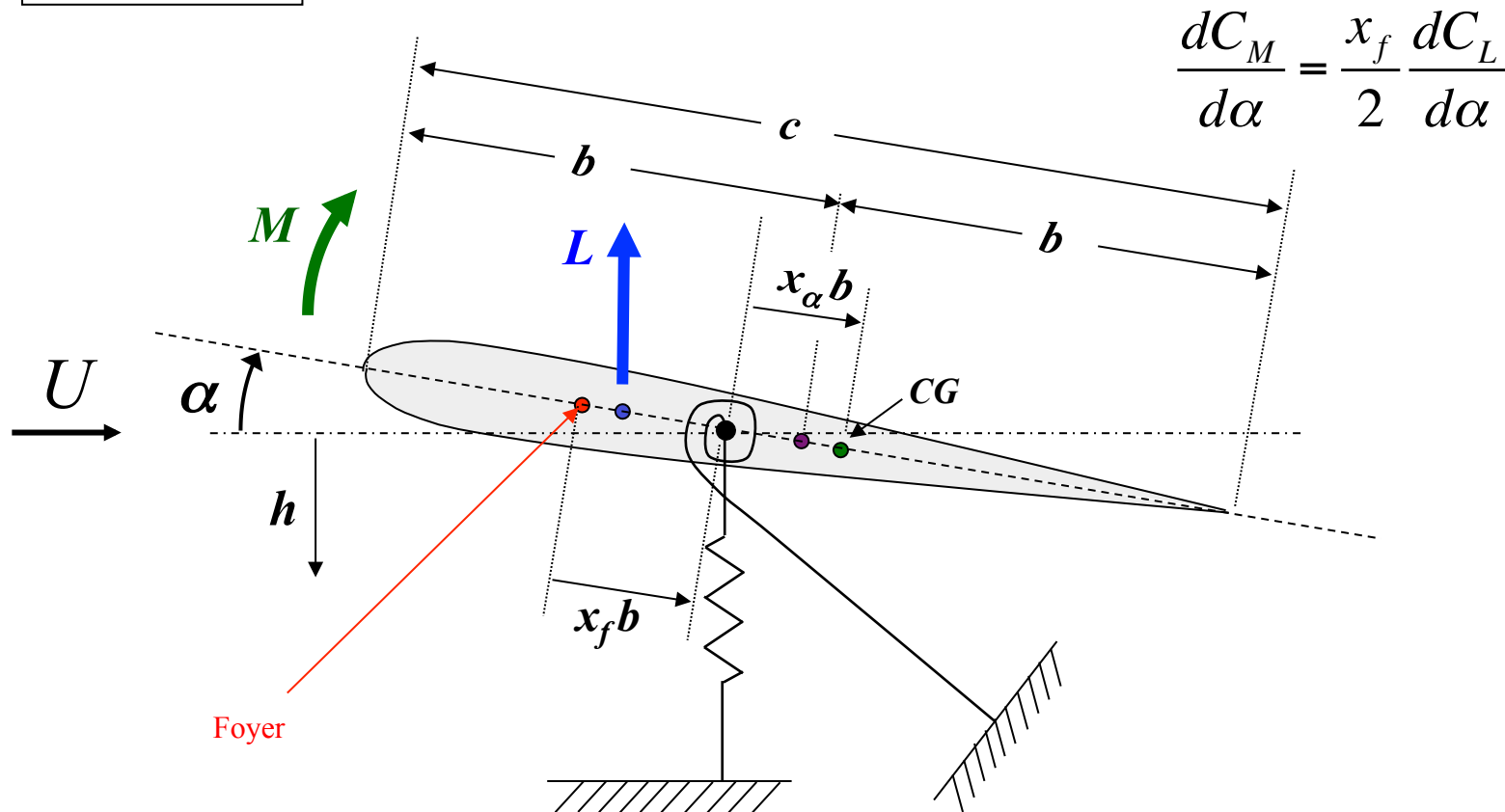
$$S_\alpha = m x_\alpha b$$

$$L \approx \frac{\rho U^2 S}{2} \frac{dC_L}{d\alpha} \alpha$$

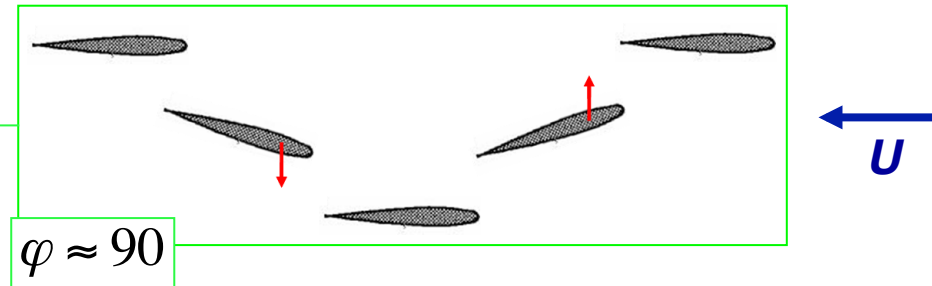
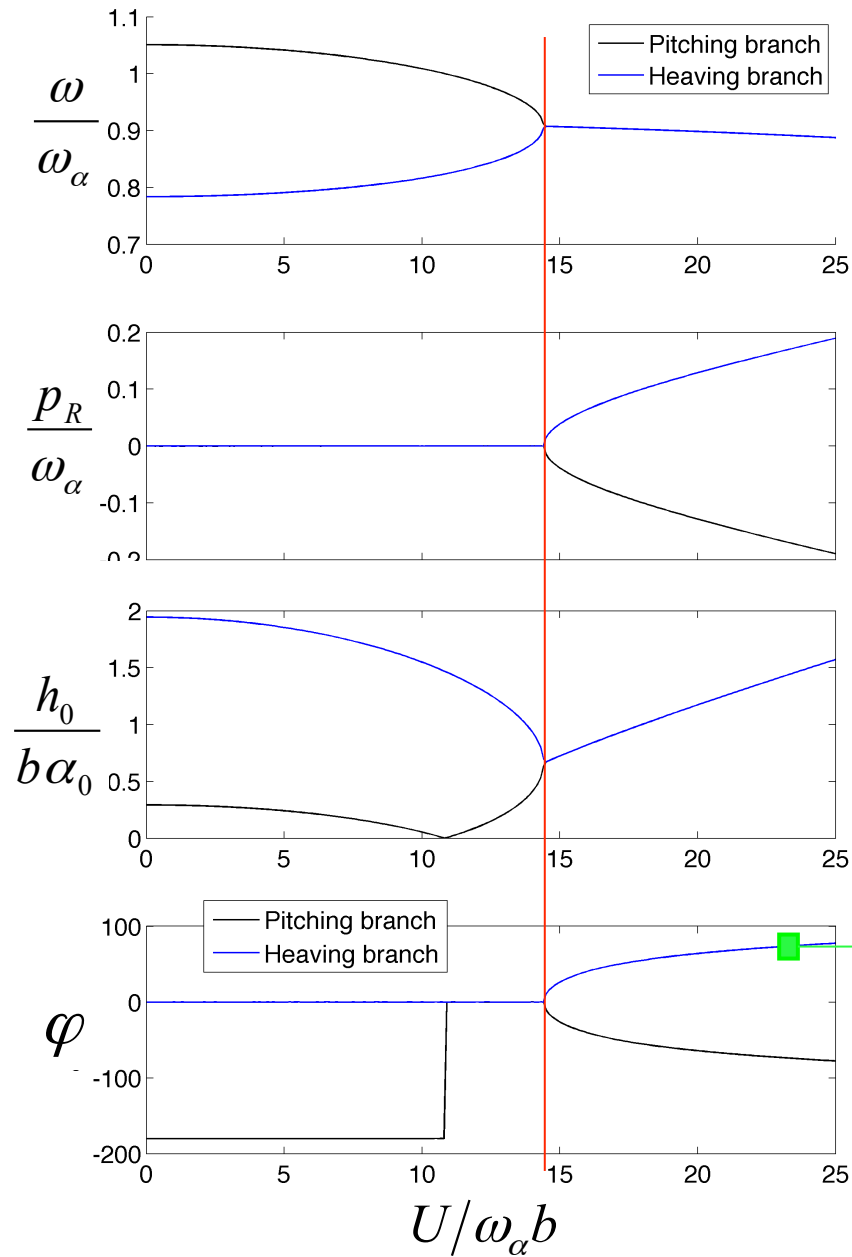
$$S = c \times E$$

$$M \approx \frac{\rho U^2 S \times c}{2} \frac{dC_M}{d\alpha} \alpha$$

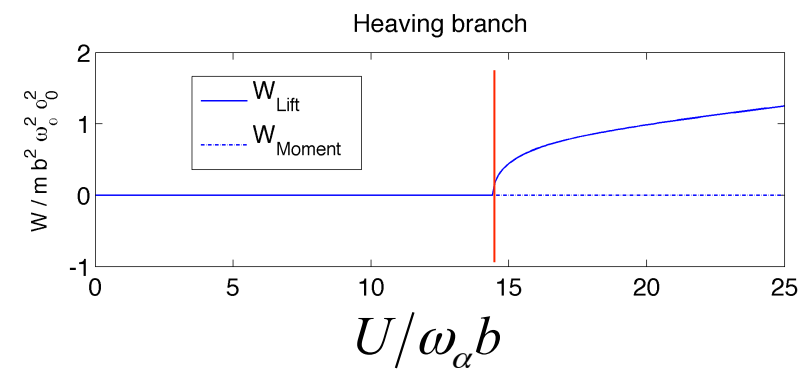
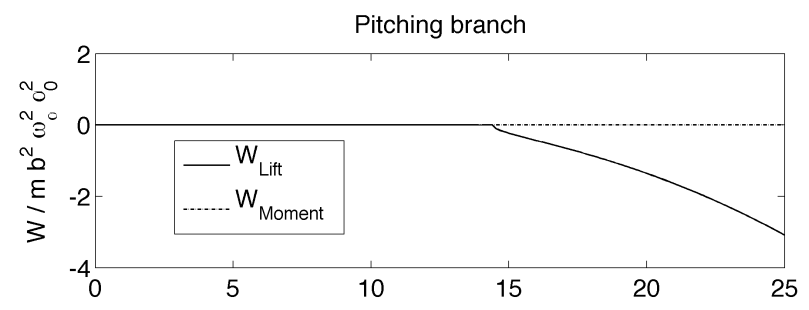
$$\frac{dC_M}{d\alpha} = \frac{x_f}{2} \frac{dC_L}{d\alpha}$$



Flottement flexion-torsion



$$W_{Lift} \propto U^2 \frac{dC_L}{d\alpha} \sin(\varphi)$$



Flottement flexion-torsion

$$S_\alpha = mx_\alpha b$$

$$m\ddot{h} + K_h h + S_\alpha \ddot{\alpha} = -L$$

$$I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha + S_\alpha \ddot{h} = M$$

$$L \approx \frac{\rho U^2 S}{2} \frac{dC_L}{d\alpha} \alpha$$

$$M \approx \frac{\rho U^2 S \times c}{2} \frac{dC_M}{d\alpha} \alpha$$

Analyse de stabilité

→ Vitesse critique en fonction des paramètres structuraux et aérodynamique

$$U_c = f\left(\rho, \frac{dC_L}{d\alpha}, \frac{dC_M}{d\alpha}, m, I_\alpha, K_h, K_\alpha, S_\alpha, b, S\right)$$

$$U_c = f\left(\rho, \frac{dC_L}{d\alpha}, x_f, r_g, \frac{\omega_h}{\omega_\alpha}, K_\alpha, x_\alpha, c, S\right)$$

$$c = 2b$$

$$r_g = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}$$

$$\omega_h = \sqrt{\frac{K_h}{m}}$$

$$\omega_\alpha = \sqrt{\frac{K_\alpha}{I_\alpha}}$$

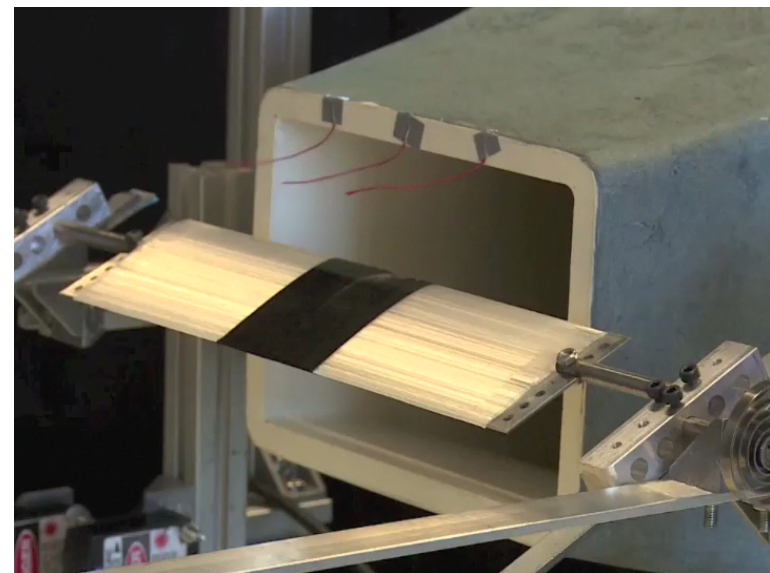
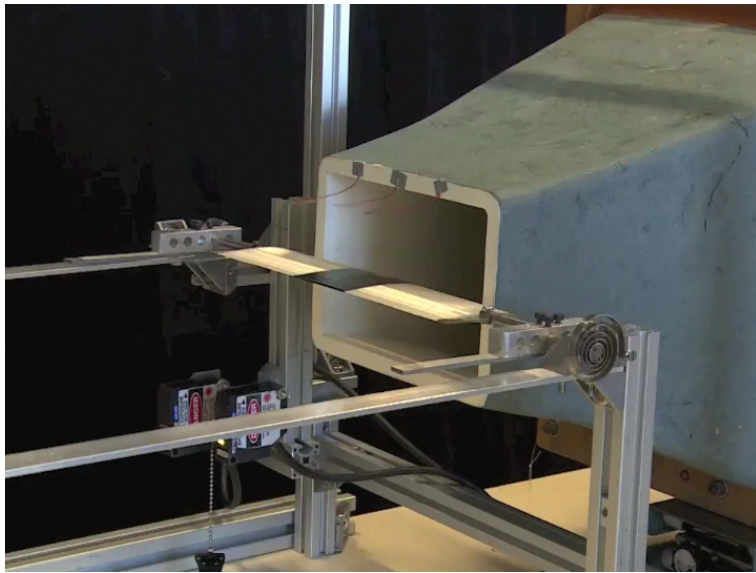
Flottement flexion-torsion – Vitesse critique

$$U_c = \sqrt{\frac{4Q_1 K_\alpha}{\rho c S \frac{dC_L}{d\alpha}}}$$

$$Q_1 = \frac{1}{[x_\alpha + x_f]^2} \left\{ \left[1 + \left(\frac{\omega_h}{\omega_\alpha} \right)^2 \right] [x_\alpha + x_f] - 2x_f \left(\frac{\omega_h}{\omega_\alpha} \right)^2 \left[1 - \left(\frac{x_\alpha}{r_g} \right)^2 \right] \right. \\ \left. - 2 \sqrt{x_\alpha \left(\frac{\omega_h}{\omega_\alpha} \right)^2 \left[1 - \left(\frac{x_\alpha}{r_g} \right)^2 \right]} \left[x_\alpha + x_f - x_f \left(\frac{\omega_h}{\omega_\alpha} \right)^2 \left(1 + x_f \frac{x_\alpha}{r_g^2} \right) \right] \right\}$$

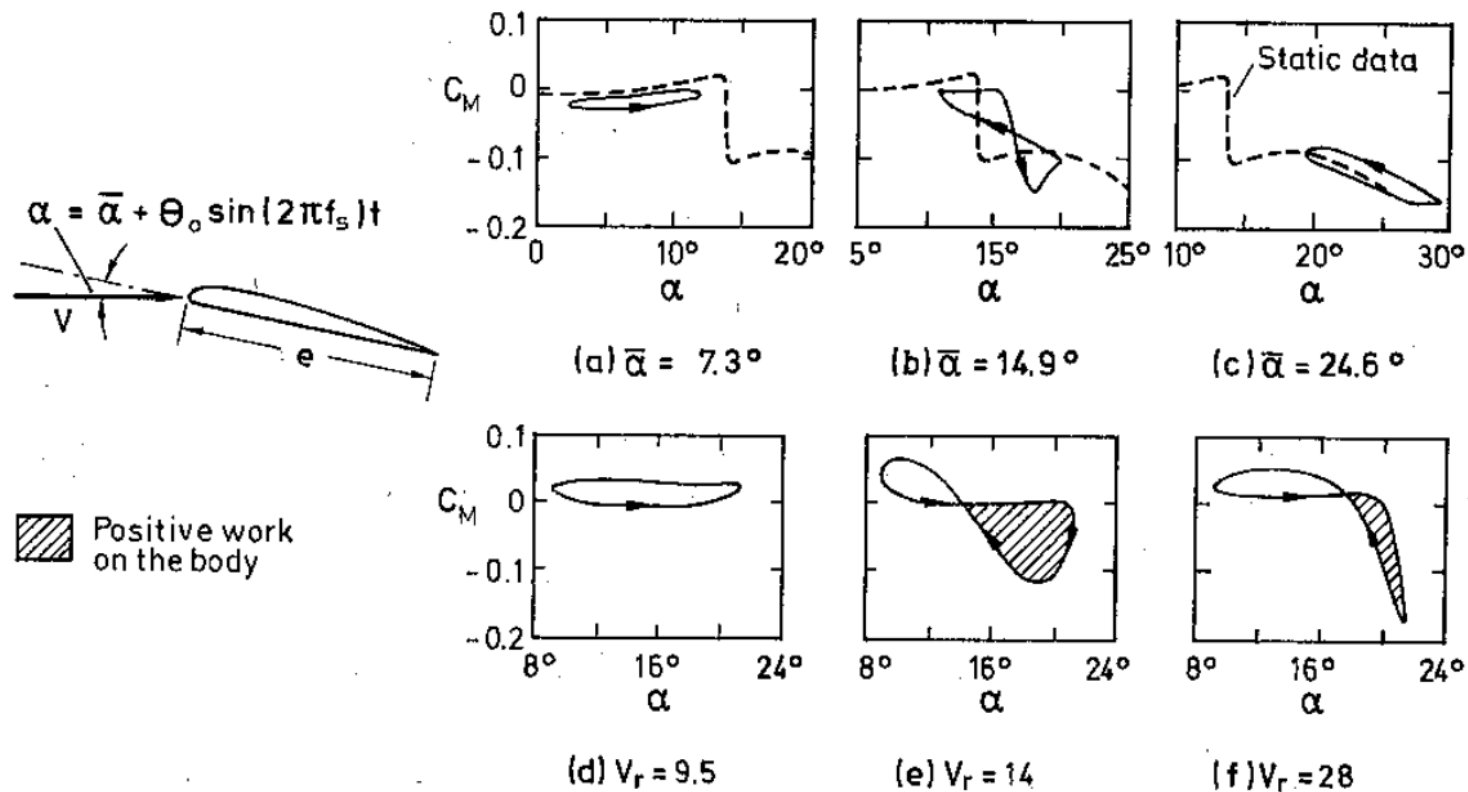
Flottement de décrochage (Stall flutter)

- ❑ Instabilité dynamique en torsion
- ❑ Décrochage dynamique → transfert d'énergie du fluide vers la structure
- ❑ Vibrations autolimitées en amplitude (mécanismes de saturation aérodynamique)



Flottement de décrochage (Stall flutter)

- ❑ Instabilité dynamique en torsion
- ❑ Décrochage dynamique → transfert d'énergie du fluide vers la structure
- ❑ Vibrations autolimitées en amplitude (mécanismes de saturation aérodynamique)



La vitesse réduite – la fréquence réduite

La réponse d'un écoulement (de vitesse U) au mouvement d'un solide (de dimension caractéristique B) dépend de l'amplitude (A) du mouvement et de sa fréquence (f_s)

→ deux nouveaux paramètres adimensionnels

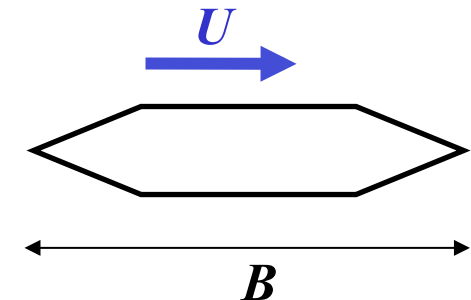
❑ L'amplitude relative : A/B

❑ **La fréquence réduite** : définie comme le rapport entre le temps caractéristique de passage d'une particule fluide sur une distance caractéristique de l'obstacle (T_F) et la période du mouvement T_s

$$f_R = \frac{B/U}{T_s} = \frac{B f_s}{U}$$

$T_F = B/U$

$f_s = 2\pi \omega_s = 1/T_s$



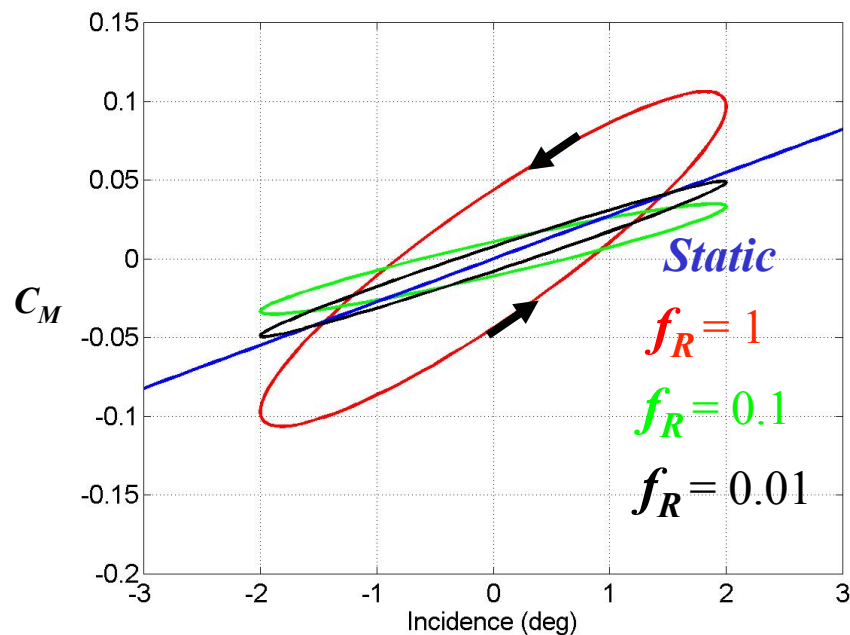
❑ **La vitesse réduite** est définie comme l'inverse de la fréquence réduite :

$$U_R = 1/f_R$$

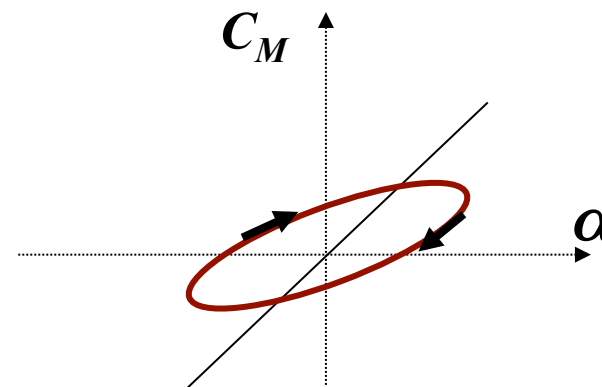
Influence de la fréquence réduite

- Pour une section profilée (type aile d'avion) ou une section présentant des ruptures de géométrie importantes (type section de tablier de pont), on observe que le comportement des coefficients aérodynamiques s'éloigne rapidement d'un comportement quasi-statique, même pour des fréquences réduites « relativement » faibles.

*Cas d'une aile mince en petit déplacement
autour de l'incidence nulle*



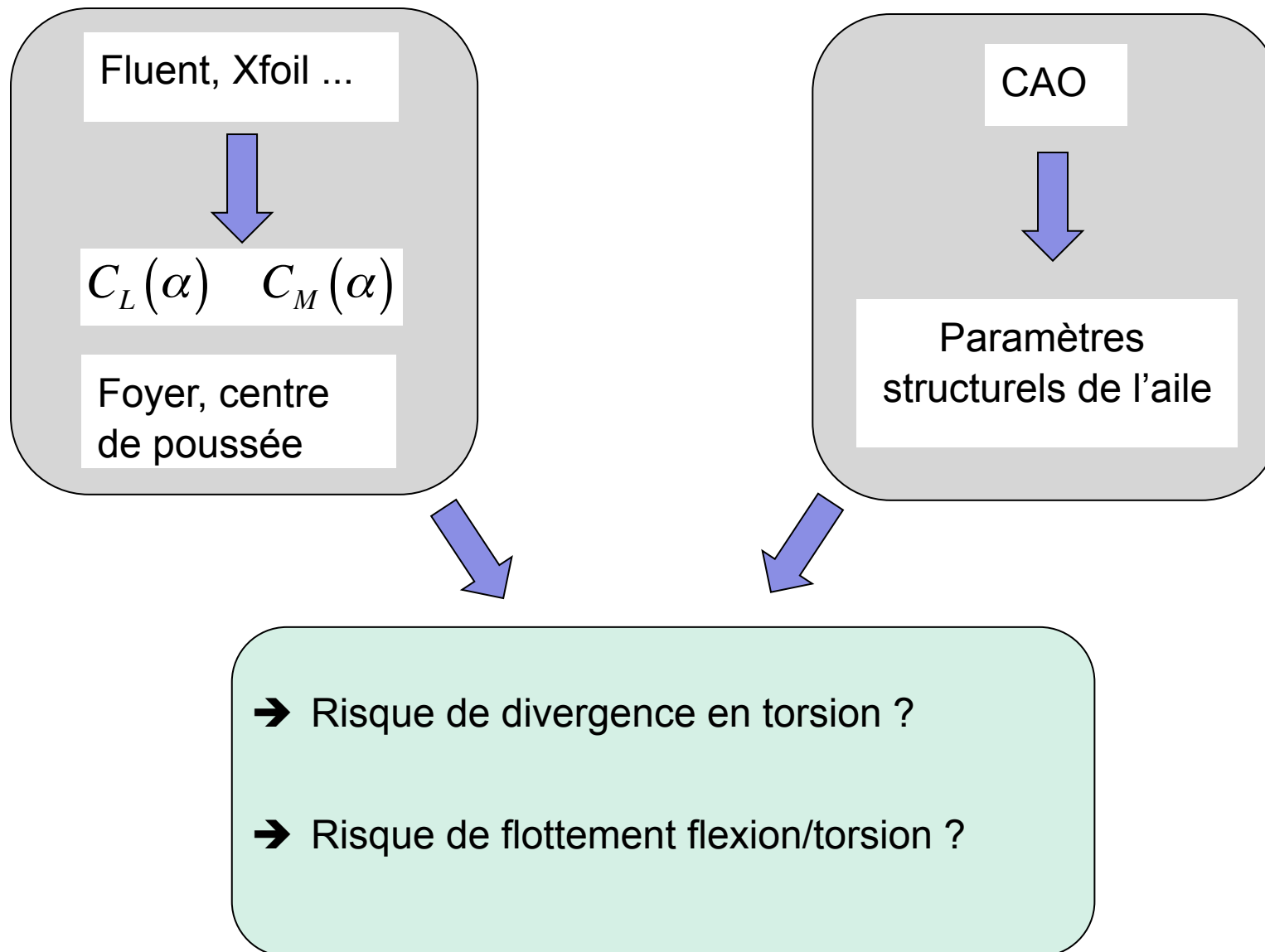
*Cas du pont de Tacoma
en petit déplacement
 $f_R = 0.05$*



Méthodes d'analyse

- ❑ **Essais en soufflerie** sur maquette dynamiquement semblable
- ❑ **Simulation numérique** : couplage d'un solveur fluide (Fluent ...) avec un solveur solide (méthodes des éléments finis ...)
- ❑ **Analyse de stabilité du système d'équations fluide-structure**

Dimensionnement aéroélastique

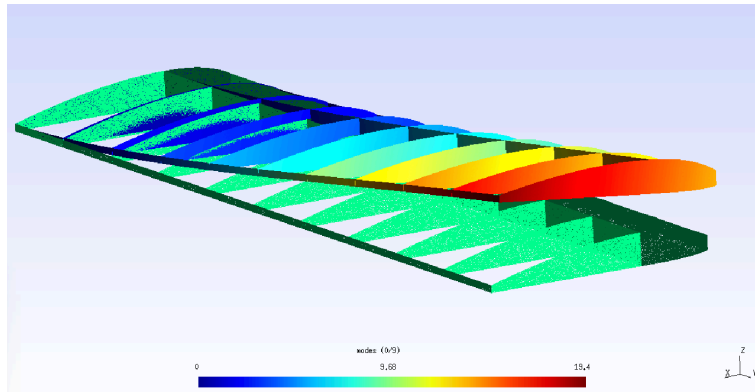


Paramètre maquette - Balsa

- Corde = 170 mm ; Envergure = 500mm
- 11 nervures , 3 longerons
- centre élastique au niveau du longeron central : $x_{EA}/c=60/170$
- Centre de masse : $x_{CG}/c = 70/179$

$$x_{\alpha} = 2 \left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{EA}}{c} \right) \approx 0.076$$

1^{er} mode de flexion

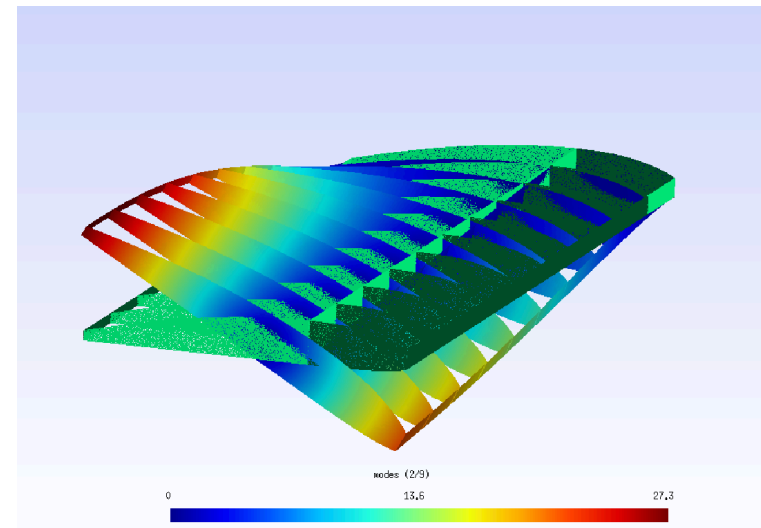


$$K_{\eta} = 400 \text{ N/m}$$

$$f_h = 18.4 \text{ Hz}$$

$$M = 0.03 \text{ kg}$$

1^{er} mode de torsion



$$K_{\alpha} = 5 \text{ N.m/rad}$$

$$f_{\alpha} = 25.2 \text{ Hz}$$

$$I_{\alpha} = 2 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^2$$