

Assignment/Devoir 7
MCG 3340/3370, Fall/Automne, 2016

MCG 3340, Due: December 2nd

MCG 3740, À remettre: le 2 décembre

Question 1:

One-dimensional unsteady flow in a thin liquid layer can be described by the following equation. Here, h is the height of the layer at a location, x . Use a length scale, L , and a velocity, V_∞ , to non-dimensionalize the equation. What non-dimensional groups characterize the flow?

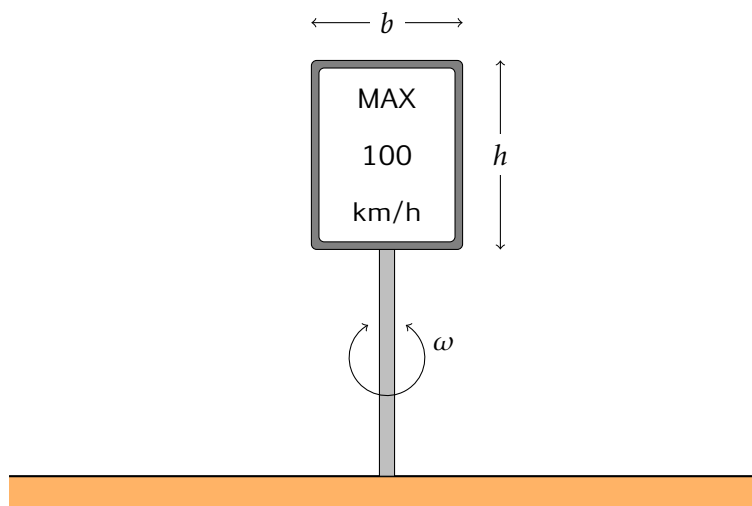
Un écoulement unidimensionnel dans une couche mince peut être décrit par l'équation suivante. Ici, h est la hauteur de la couche à une location, x . Utilisez une longueur de référence, L , et une vitesse, V_∞ , pour écrire la form adimensionnelle de l'équation. Quels sont les groupes adimensionnelles qui caractérisent l'écoulement?

$$\frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} = -g \frac{\partial h}{\partial x}$$

Question 2:

Dans certaines circonstances, quand le vent s'écoule autour d'un signe de limite de vitesse, il peut provoquer une oscillation avec une fréquence, ω . Supposons que ω est un fonction de la largeur du signe, b , l'hauteur, h , la vitesse du vent, V , la densité de l'air, ρ , et la constante élastique du support, K (unités N/m). Trouver les groupes de Pi pour cette situation.

Under certain circumstances, wind flowing past a speed-limit sign can cause an oscillation with a frequency, ω . Assume ω is a function of the sign width, b , height, h , wind velocity, V , air density, ρ , and the elastic constant of the sign's support, K (units N/m). Find the Pi groups for this situation.



Question 3:

The performance of a propeller is to be investigated in a wind tunnel. The model in the wind tunnel has a diameter of 0.5 m and spins at 2000 rpm. The airspeed in the wind tunnel is 200 km/h. Under these conditions, the propeller produces 92 N of thrust and requires 12 N·m of torque. The true prototype propeller has a diameter of 3 m and is to be used in air with the same viscosity and density as the wind tunnel.

- For dynamic similarity, what should be the airflow speed and angular velocity of the propeller for the full-scale situation?
- What thrust is expected at the full scale and how much torque will be needed to turn the propeller?

On désire étudier la performance d'un prototype d'une hélice à l'aide d'une soufflerie. Le modèle dans la soufflerie a un diamètre de 0,5 m et tourne à une vitesse de 2000 rpm. La vitesse de l'air dans la soufflerie est de 200 km/h. Selon ces conditions, l'hélice produit 92 N de poussée et requiert un couple 12 N·m. Le prototype a un diamètre de 3 m et sera utilisé dans de l'air ayant la même viscosité et densité que dans la soufflerie.

- En considérant la similarité des conditions, quelle devrait être la vitesse de l'air ainsi que la vitesse de rotation pour le prototype de l'hélice?
- Quelle serait la force de poussée et le couple requis pour le prototype?

Question 4:

Une maquette à échelle réduit d'une nouvelle conception d'avion va être testée dans une soufflerie. La force de portance, F_p , est fonction de la longueur de l'avion, L , la vitesse, V , la densité du fluide, ρ , la viscosité du fluide, μ , et la vitesse du son, c . L'avion réel a une longueur de 30 m et vol à une vitesse de 900 km/h à une altitude, h , de 11 km. Deux souffleries sont disponibles, chacune peut accommoder une maquette avec une longueur maximal de 2 m. Une soufflerie utilise de l'air avec une pression et température standard. L'autre utilise l'azote cryogénique à une pression élevée.

- Trouver des groupes adimensionnels appropriés pour ce problème.
- Est-ce que les deux souffleries peuvent être utilisées?
- En supposant que les deux souffleries sont appropriées, quel est le rapport entre la force de portance sur l'avion réel et la maquette. Calculer le rapport pour chaque soufflerie.

A scale-model test of a proposed new aircraft design is to be conducted in a wind tunnel. The lift force, F_L , on the real aircraft is expected to be a function of the aircraft length, L , flow speed, V , fluid density, ρ , fluid viscosity, μ , and speed of sound, c . The proposed aircraft has a length of 30 m and is expected to cruise at a speed of 900 km/h at an altitude, h , of 11 km. Two wind-tunnel facilities are available for testing, both can accommodate a scale model with a maximum length of 2 m. One uses air at standard conditions and the other uses high-pressure, cryogenic nitrogen.

- Find suitable non-dimensional groups for the problem.
- Is it possible to use either wind tunnel? Why?
- If it were possible to use both tunnels, what is the ratio of the expected lift on the real aircraft to that measured in the test? Compute the ratio for each tunnel.

	Air, $h = 11$ km	Air, wind tunnel	Nitrogen, wind tunnel
Temperature, (K)	216	288	180
Density, (kg/m ³)	0.365	1.225	7.482
Speed of sound, (m/s)	295	340	274
Viscosity, (Pa·s)	1.4×10^{-5}	1.8×10^{-5}	1.2×10^{-5}