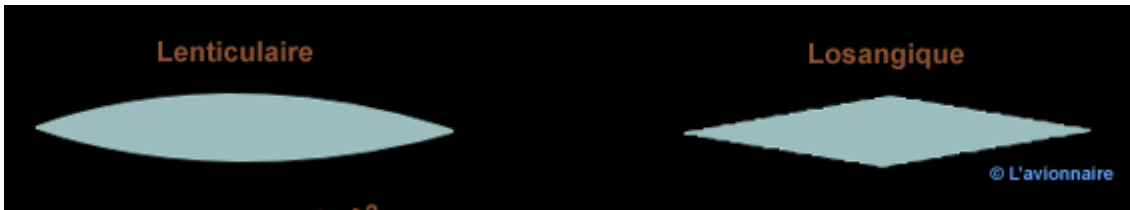


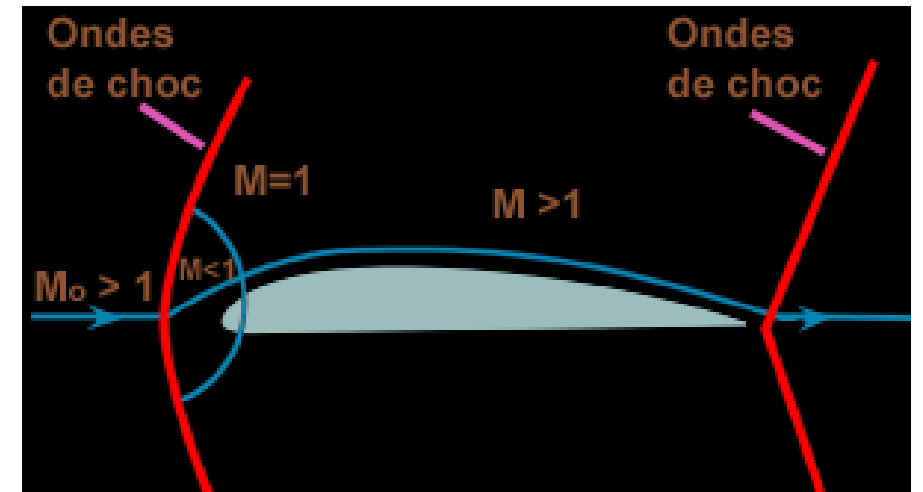
TD 4 : Etude d'un profil d'aile losangique

- Il s'agit d'étudier l'écoulement autour d'un profil d'aile en écoulement supersonique. Des formes anguleuses sont adoptées pour le vol supersonique, notamment losangiques, ceci afin d'attacher l'onde de choc au profil. Des formes de profil arrondies tendraient au contraire à créer des ondes de choc détachées, créant ainsi des proches d'écoulement subsonique et ainsi des pertes de pression totale importantes et en retour des diminutions de portance et un accroissement de la traînée.
- Le vol subsonique au contraire fait appel à des profil d'aile plus arrondies, apte à bien faire coller les lignes de courant de l'écoulement au profil et ainsi minimiser la traînée de pression.

*Exemple de profil d'aile pour le vol supersonique
(lenticulaire ou losangique)*

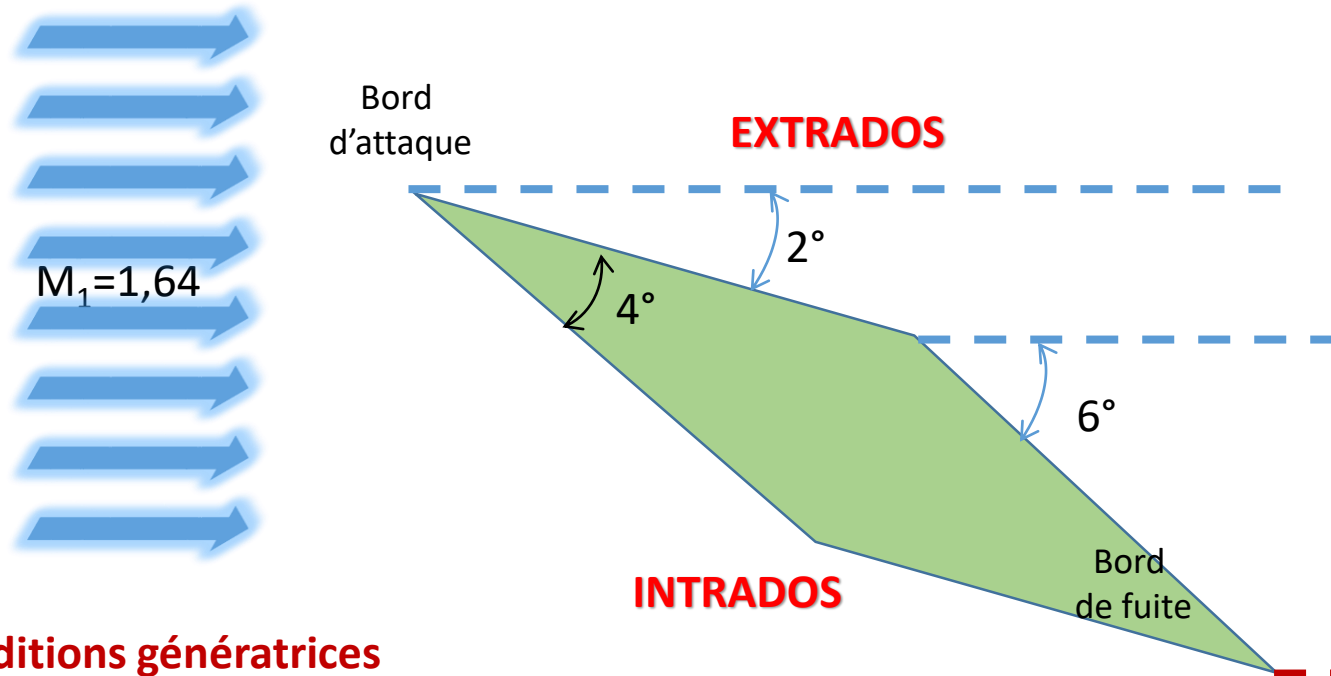


*Écoulement supersonique sur un profil
au bord d'attaque arrondi.*



On se propose donc d'étudier l'écoulement autour de ce profil losangique (angle de 4°) volant en supersonique avec un incidence de 2° .

Le nombre de Mach amont (Mach d'attaque) est $M_1=1,64$.



Conditions génératrices

Pression $P_{i1}=10^5$ Pa

Température $T_{i1}=293$ K

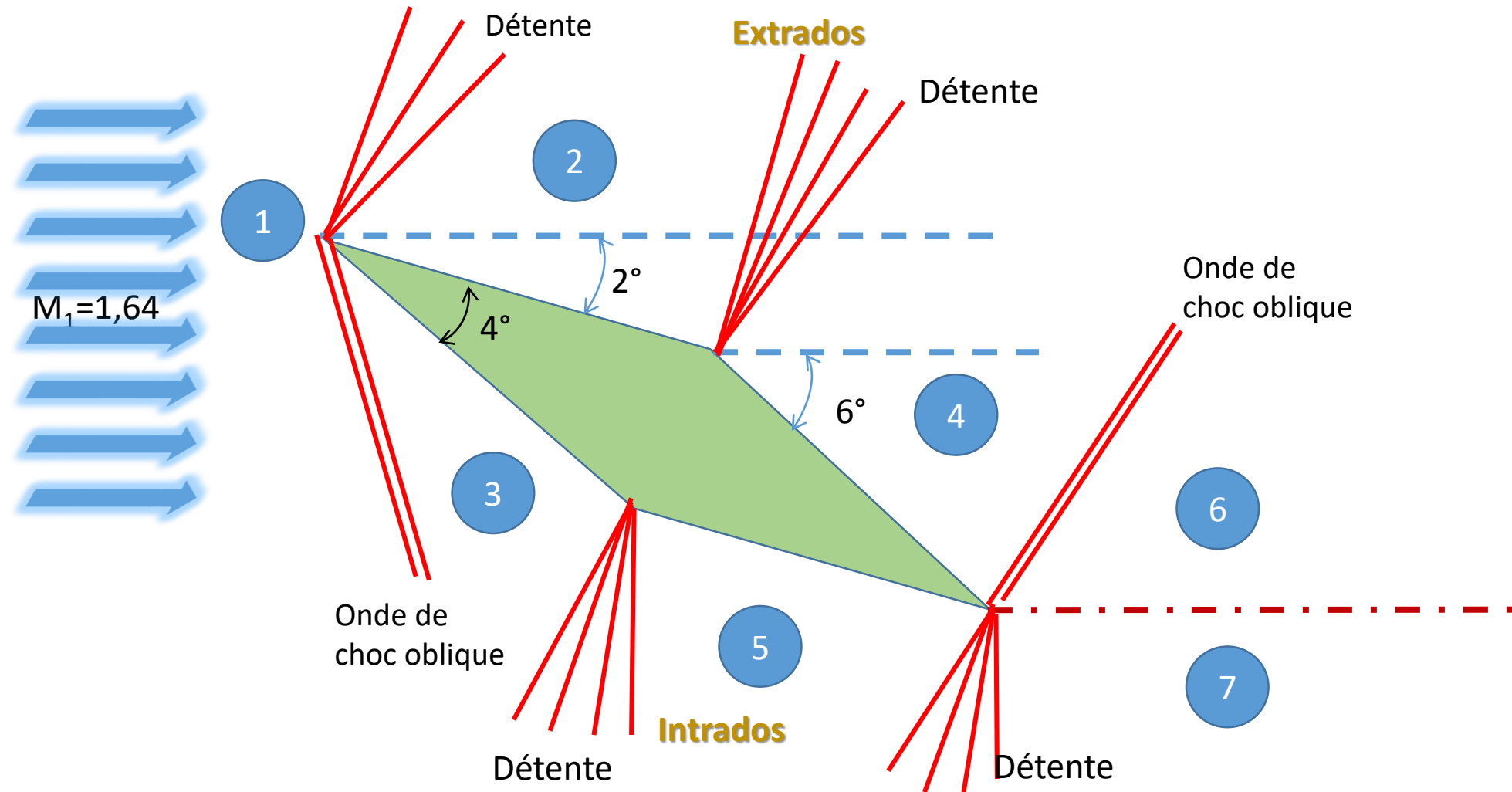
Ligne de glissement se formant en aval du profil.

Elle est supposée horizontale en première approximation.

Il y a **égalité des pressions** de part et d'autre de la ligne de glissement, **MAIS pas égalité des vitesses** (glissement, en est en fluide parfait)

Question 1 : Déterminer les différentes zones d'écoulement.

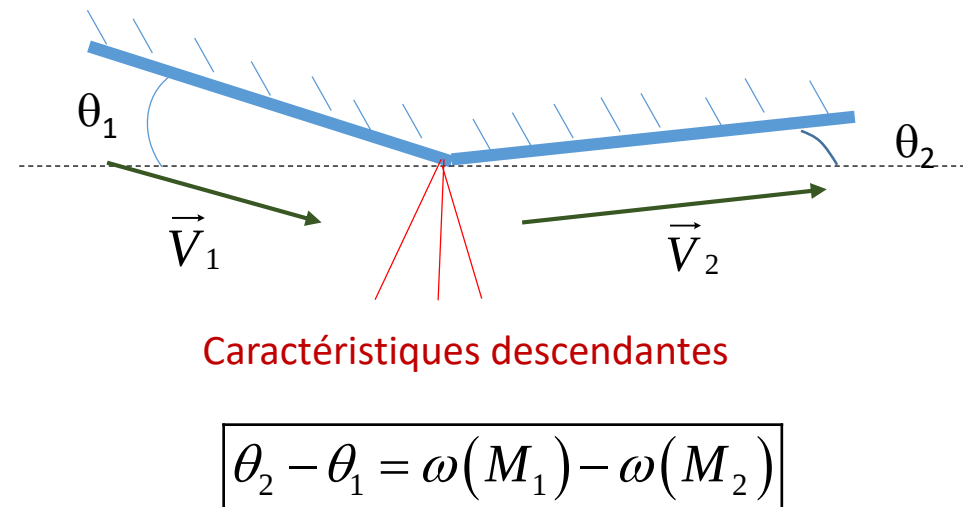
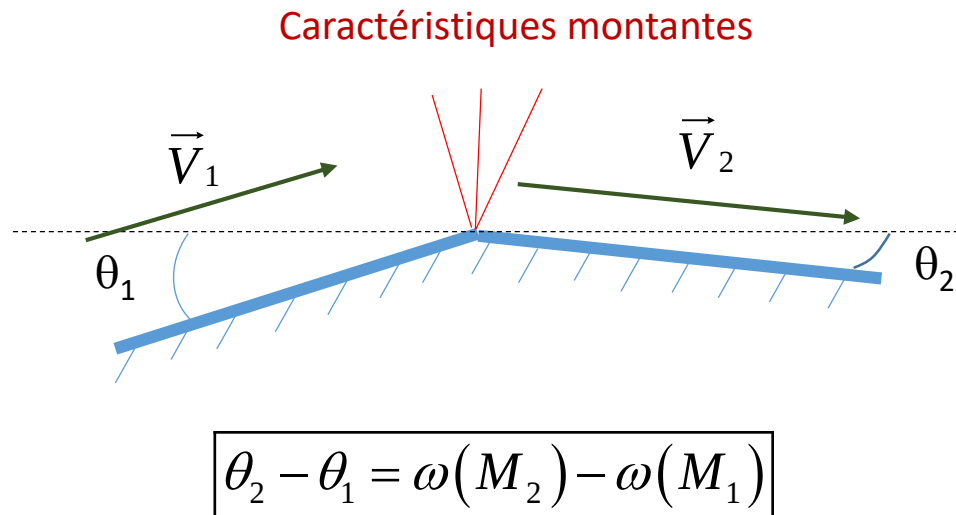
- Il s'agit de déterminer les différentes zones de compression et de détente sur ce profil.
- Attention, **on est en écoulement supersonique**, les compressions (écoulement sur une paroi convergente) se manifestent par des ondes de choc obliques (accrochées aux dièdres).
- Vous essayerez de justifier chacune des zones (compression ou détente), de manière purement qualitative, pour chacune des zones d'écoulement sur l'extrados (numérotation paire) et sur l'intrados (numérotation impaire).



- **Les onde de choc obliques** se traitent par la méthodologie classique des chocs obliques :
 1. On connaît l'angle de déviation du vecteur vitesse $\rightarrow$ on détermine l'angle de choc σ , connaissant le nombre de Mach amont
 2. On détermine le Mach Normal amont
 3. On détermine à l'aide de la table de choc le Mach normal aval
 4. On remonte au Mach aval avec la relation faisant intervenir les angles géométriques (angle de choc σ , angle de déviation δ)
 5. On recalcule à chaque franchissement d'onde de choc la pression génératrice avale, qui se dégrade

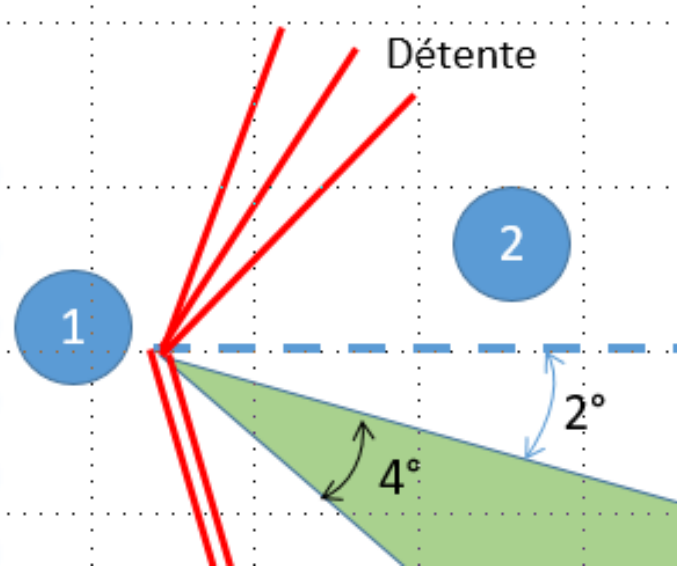
ATTENTION

- **Les détente** se calculent à l'aide de la théorie de Prandtl-Meyer (vue en cours) – on l'utilisera comme suit:



θ est l'angle de déviation du vecteur vitesse par rapport à l'horizontale (en °)
 ω est la fonction de Prandtl-Meyer qui est définie dans le cours et dans les tables (en °) !!!

Exemple de traitement d'une détente de Prandtl-Meyer : passage de la zone 1 à la zone 2



- Le passage de 1 à 2 s'effectue par des caractéristique (ondes) montantes
- On applique donc :

$$\theta_2 - \theta_1 = \omega(M_2) - \omega(M_1)$$

$$\theta_1 = 0^\circ \text{ et } \theta_2 = 2^\circ$$

$$M_1 = 1,64$$

- Sur la table on cherche la valeur de $\omega(M_1) = 16,043$

ω	μ	M_{n_g}
14.860	38.68	1.60
15.156	38.40	1.61
15.452	38.12	1.62
15.747	37.84	1.63
16.043	37.57	1.64
16.338	37.31	1.65
16.633	37.04	1.66
16.928	36.78	1.67
17.222	36.53	1.68
17.516	36.28	1.69

- On en déduit $\omega(M_2)$ par la relation :

$$\omega(M_2) = \theta_2 - \theta_1 + \omega(M_1)$$

$$= 2 - 0 + 16,043 = 18,043$$

- On cherche alors M_2 par lecture de la table

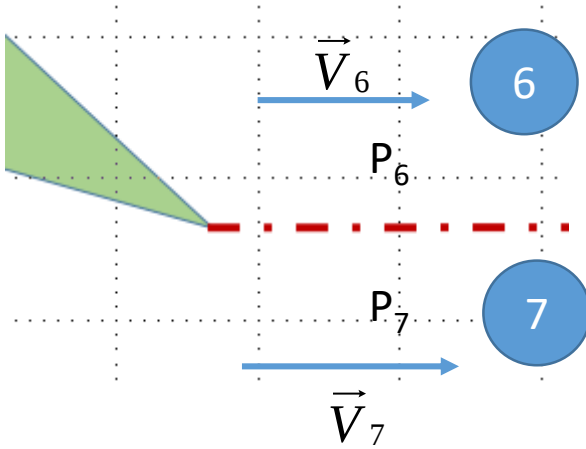
$$M_2 \approx 1,71$$

17.810	36.03	1.70
18.103	35.79	1.71
18.396	35.55	1.72
18.689	35.31	1.73
18.981	35.08	1.74
19.273	34.85	1.75
19.565	34.62	1.76
19.855	34.40	1.77
20.146	34.18	1.78
20.436	33.96	1.79

On remarque que M_2 est supérieur à M_1 , normal, il s'agit d'une détente supersonique, l'écoulement accélère !

- On traitera les différentes zones de l'écoulement dans l'ordre suivant :
 - Zone 2
 - Zone 4
 - Zone 6
 - Zone 3
 - Zone 5
 - Zone 7
- On remarquera que la connaissance des nombres de Mach dans chacune des zones de l'écoulement donne accès à toutes les grandeurs grâce aux tables isentropiques : pression, température, masse volumique et bien évidemment vitesse.
- La connaissance de la pression est très importante, car ensuite en appliquant et intégrant la pression sur l'ensemble des surfaces du profil, on peut en déduire les forces de portance et de traînée qui s'y appliquent.
- Vous êtes donc préparés pour devenir aérodynamiciens des écoulements supersoniques !

- **Traitement de la ligne de glissement** (au bord de fuite de l'aile) : il s'agit d'une ligne isobare le long de laquelle glissent les écoulements issus de l'extrados et de l'intrados.



- La ligne de glissement est supposée en première approximation HORIZONTALE, on cherchera par la suite à challenger cette hypothèse
- On cherche à obtenir $P_6 = P_7$
- On calculera les pressions P_6 et P_7 et on les comparera ; si elles sont différentes, on cherchera comment (qualitativement) modifier l'angle de la ligne de glissement (rotation horaire ou antihoraire).