

# AERODYNAMIQUE

## Partie 5 : Aérodynamique compressible

# CONTENT

I. INTRODUCTION

II. CLASSIFICATION DES RÉGIMES DE VOL

III. SUBSONIQUE COMPRESSIBLE

IV. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

# INTRODUCTION

L'aérodynamique compressible concerne l'étude des écoulements dans lesquels les variations de la masse volumique de l'air  $\rho$  ne peuvent être négligées

$$\left| \frac{d\rho}{dP} \right| \gg 0$$

Dans les premiers modules, nous avons adopté des hypothèses simplificatrices pour l'étude des écoulements. Toutefois, à l'instar de la viscosité, la compressibilité est un paramètre essentiel à prendre en compte.

	Viscosité	Compressibilité
Caractéristiques	Adhérence	Élasticité
Paramètre d'échelle	Nombre de Reynold	Nombre de mach
Formule du paramètre d'échelle	$R_e = \frac{\rho V l}{\mu}$	$M = \frac{V}{a}$

**Les écoulements sont classés en fonction de leurs vitesses pour tenir compte de la compressibilité**

# I. CLASSIFICATION DES RÉGIMES DE VOL

Régime de vol	Nombre de Mach	Phénomène Physique	Exemples	Equations
Subsonique incompressible	$M < 0.4$	Effets de compressibilité négligeables	Aviation générale	Équations de Bernoulli
Subsonique compressible	$0.4 < M < 0.8$	Effets de compressibilité non négligeables	Avions commerciaux	Équations d'Euler
Transsonique	$0.8 < M < 1.2$	Formation d'ondes de choc locales	Avions de transport rapide	Équations de Prandtl-Glauert et Hodograph

# I. CLASSIFICATION DES RÉGIMES DE VOL

Régime de vol	Nombre de Mach	Phénomène Physique	Exemples	Equations
Supersonique	$1.2 < M < 5$	Présence d'ondes de choc	Avions militaires	Équations de Rankine-Hugoniot, Mach
Hypersonique	$M > 5$	Fortes dissipations d'énergie thermique, ionisation	Véhicules spatiaux	Équations d'énergie et Navier-Stokes compressibles

## II. SUBSONIQUE COMPRESSIBLE

### Caractéristiques :

- Régime pour  $0.4 < M < 0.8$
- Effets de compressibilité modérés mais présents.
- Formation progressive d'ondes de choc près du Mach critique.

### Nombre de Mach critique :

Lorsque un avion vol à un nombre de Mach  $M$ , la vitesse max d'écoulements sur l'extrados est

$M' > M$  . Le nombre de Mach critique est la valeur de  $M$  pour laquelle  $M' = 1$

$$M = M_{cr} \Rightarrow M' = 1$$

## II. SUBSONIQUE COMPRESSIBLE

### Effet de la compressibilité sur le coefficient de portance :

La correction de compressibilité de Prandtl-Glauert permet d'ajuster le coefficient de portance en fonction de Mach :

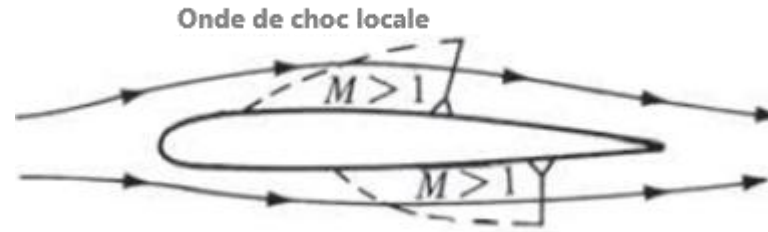
$$C_{z\_corrigé} = \frac{C_z}{\sqrt{1-M^2}}, \text{ avec } M < M_{cr} \text{ (Règle de Prandtl-Glauert)}$$

Cette formule montre que la portance augmente avec la vitesse jusqu'au nombre de Mach critique, où l'on observe l'apparition d'ondes de choc et une augmentation significative de la traînée. Au-delà du Mach critique, la règle de Prandtl-Glauert n'est plus valable, et des méthodes de calcul plus complexes sont nécessaires.

En régime subsonique compressible faible ( $M < M_{cr}$ ) , les phénomènes de compression sont linéaires, la correction de compressibilité de Prandtl-Glauert peut être alors appliquée aux paramètres aérodynamiques :  $C_z, C_x, C_m$

## II. SUBSONIQUE COMPRESSIBLE

Apparitions des ondes des chocs au points où la vitesse de l'écoulement autour de l'aile dépasse Mach 1



Les ondes de chocs créent des trainées supplémentaires qui nuisent à la performance du vol

### Onde choc Quesaco :

Une onde de choc est une région extrêmement mince, généralement de l'ordre de  $10^{-5} cm$ , à travers laquelle les propriétés de l'écoulement peuvent changer de manière drastique.

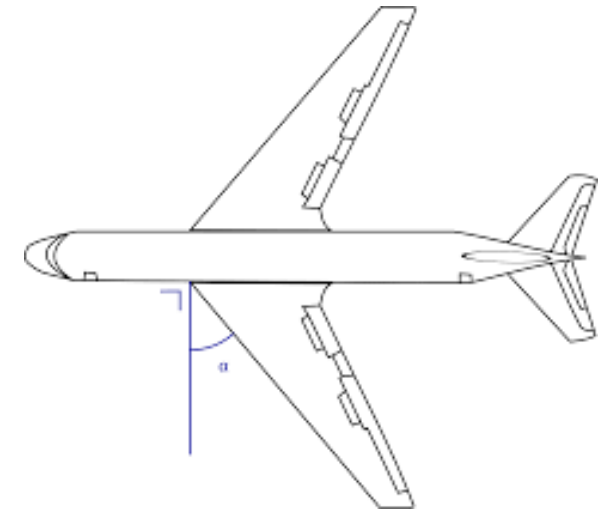
### Solution technique :

**Aile à flèche positive :** l'angle de flèche permet de retarder l'apparition des ondes chocs locales (augmentation du nombre de mach critique).

### Exemple :

$M_{cr1} = 0,78$  pour une aile flèche nulle, quel angle de flèche faudra t il pour avoir  $M_{cr2} = 0,9$

$$M_{cr2} = \frac{M_{cr1}}{\cos \varphi} \Rightarrow \cos \varphi \approx 30^\circ$$





### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

Lorsque la vitesse de l'avion dépasse le Mach critique  $M_{cr}$ , certaines zones de l'écoulement atteignent des vitesses supersoniques, ce qui entraîne l'apparition des premières ondes de choc sur l'aile.

En s'approchant du Mach de divergence de la traînée  $M_{DD}$ , la traînée d'onde commence à croître de manière significative. **Au-delà de  $M_{DD}$** , une onde de choc intense apparaît à l'extrados, générant une forte traînée.

**Lorsque l'avion atteint Mach 1**, une onde de choc normale se forme devant lui, marquant la transition vers le régime supersonique. La forte augmentation de la traînée et les instabilités aérodynamiques associées rendent le passage de cette zone critique difficile, ce qui est communément appelé le mur du son.

Dans les années 1950, ce phénomène a empêché de nombreux avions de dépasser Mach 1, car la traînée d'onde limitait leur accélération. Ce n'est qu'avec des avancées telles que les ailes en flèche et la règle de l'aire que les ingénieurs ont pu concevoir des avions capables de franchir cette barrière.

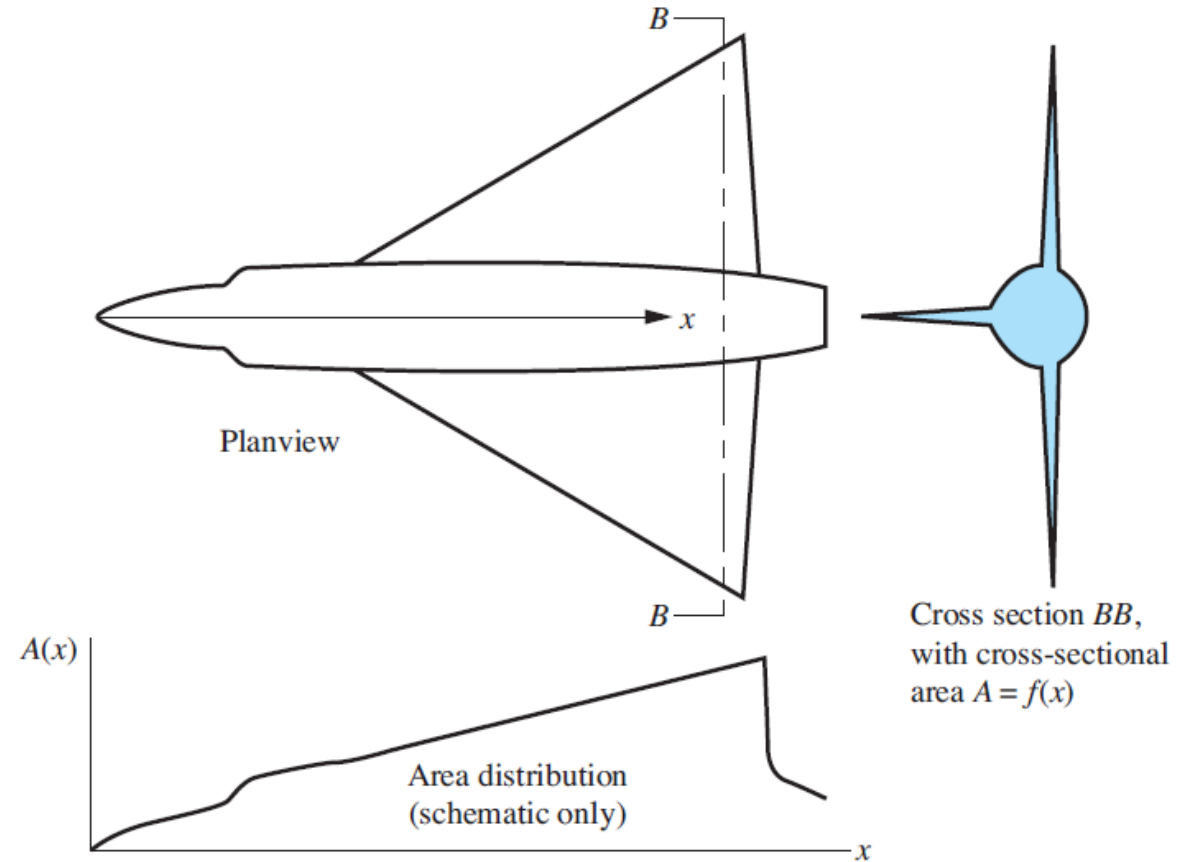
### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

#### La règle de l'aire (Whitcomb's Area Rule)

La figure ci-contre représente la vue de dessus d'un avion ainsi qu'une section transversale B-B.

En bas, une courbe illustre la variation de l'aire dans la section B-B en fonction de sa position le long du fuselage.

Cette courbe met en évidence des variations abruptes de la section, responsables d'une augmentation significative de la traînée.

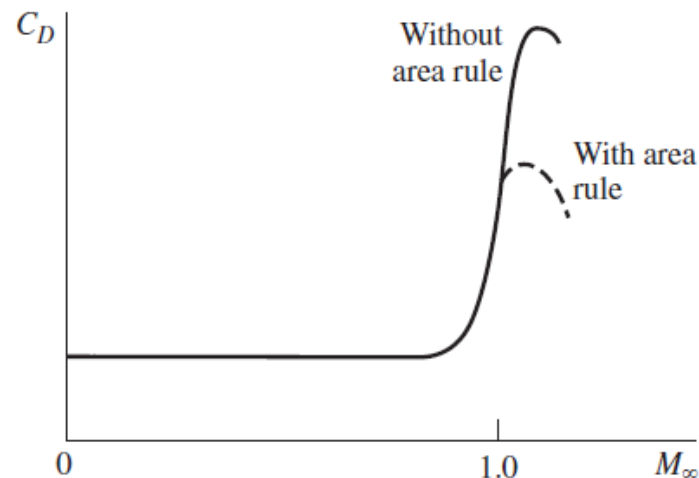
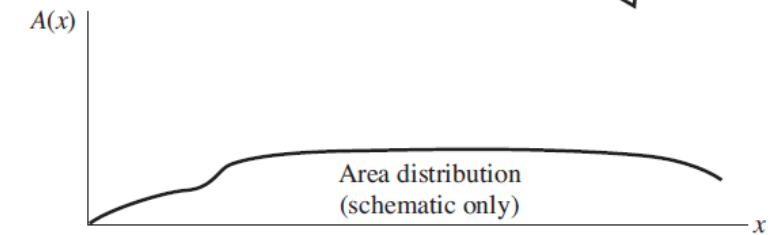
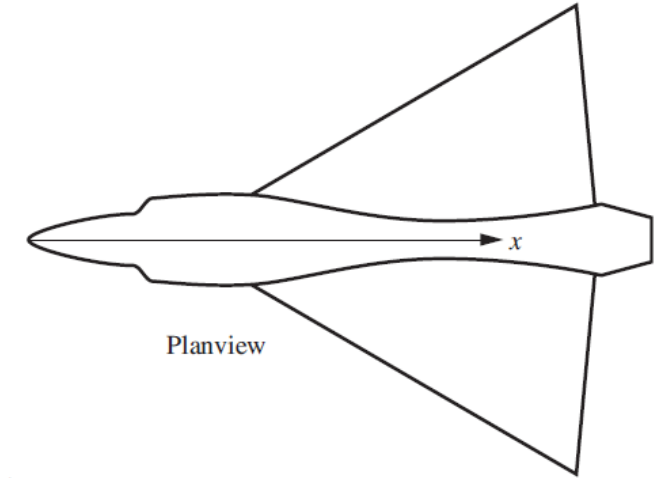


### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

#### Solution technique : l'optimisation de la silhouette

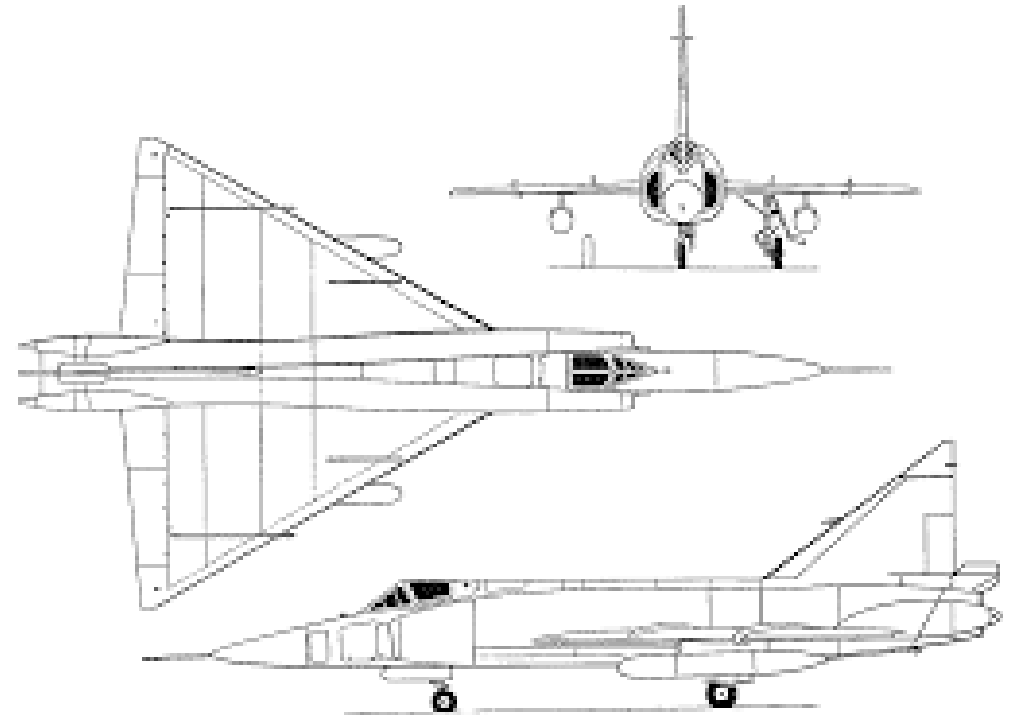
Pour réduire cette traînée, une solution technique a été développée : concevoir un fuselage et des ailes dont la variation de l'aire transversale est progressive.

Cette approche, connue sous le nom de règle de l'aire, permet de minimiser la formation d'ondes de choc et de réduire drastiquement la traînée supersonique.



### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

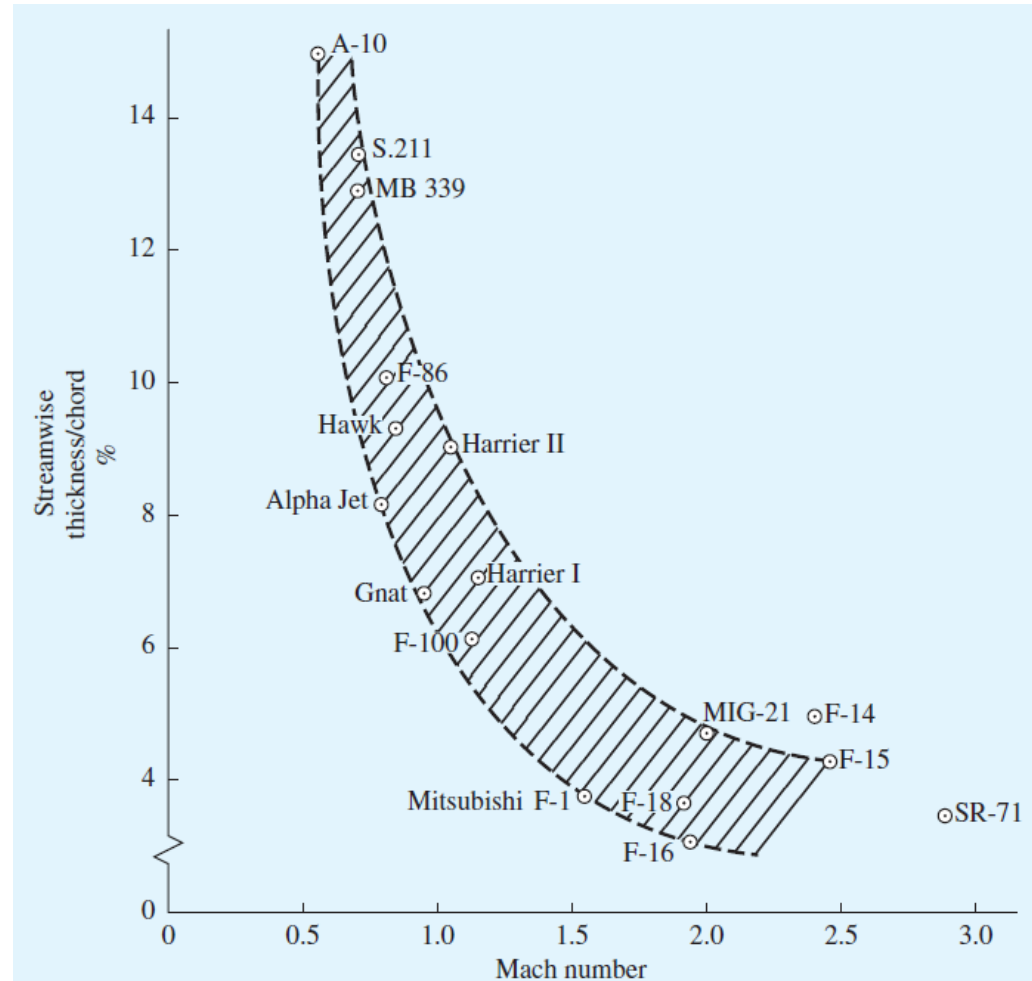
- ✓ Cette approche a conduit à des innovations visibles sur des avions supersoniques : Les fuselages "taille de guêpe" (ex. : F-102 Delta Dagger).
- ✓ L'intégration fluide des ailes et du fuselage pour éviter les discontinuités abruptes.
- ✓ L'utilisation d'ailes en flèche et de configurations delta pour réduire la traînée d'onde



### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

Un autre paramètre à prendre en compte pour augmenter le  $M_{cr}$  c'est l'épaisseur relative.

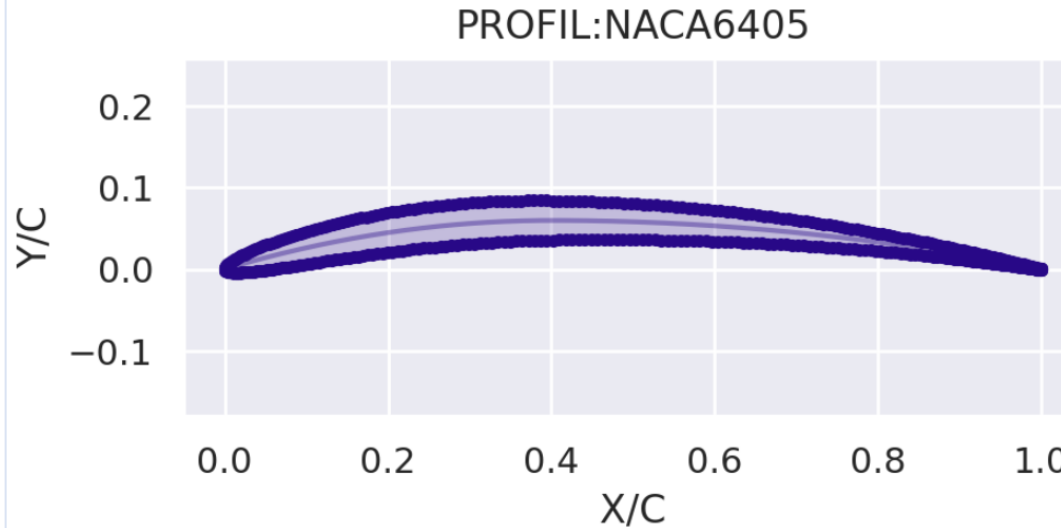
$$e \searrow \Rightarrow M_{cr} \nearrow$$



### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

Il a été montré empiriquement que les profils NACA de la série 64 ont le  $M_{cr}$  le plus élevés parmi les autres NACA.

Ainsi, la série NACA 64, a profil mince a été largement utilisée sur les avions à grande vitesse.



Il y a une limite à la diminution de l'épaisseur du profil.

Par exemple, des considérations autres qu'aérodynamiques influencent l'épaisseur du profil : il doit avoir une certaine épaisseur pour assurer la résistance structurelle et permettre le stockage du carburant.

**Une autre approche a donné la solution :**

A épaisseur donnée, concevoir un profil qui augmente la différence

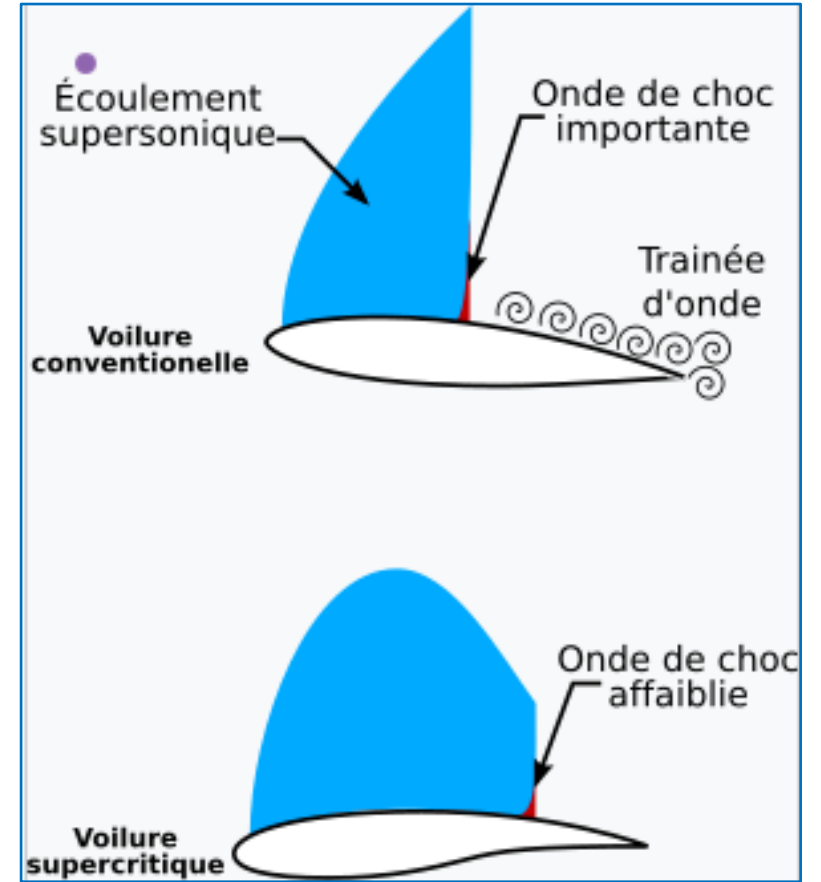
$$D = M_{DD} - M_{cr}$$

**C'est le profil Supercritique**

### III. SUPERSONIQUE ET TRANSONIQUE

Le profil supercritique possède un extrados **relativement plat**, favorisant ainsi une zone d'écoulement supersonique avec des valeurs locales de Mach plus faibles que celles de la série NACA 64.

Il a une **courbure prononcée** dans le dernier tiers



En résumé, pour les avions rapides, il faut :

- Des ailes en flèches;
- Un profil d'aile mince
- Un profil supercritique

# BIBLIOGRAPHIE

1. *O. B. OUATTARA, ND. M. SYLLA, Cours aerodynamique 2018, EAMAC*
2. *GAKOU Abdoul Kader, cours aérodynamique -mécanique du vol IEEAC/EAC, 2021, EAMAC;*
3. *Harry Smith, Flight mechanics, [www.aircraftflightmechanics.com](http://www.aircraftflightmechanics.com), 2022 ;*
4. *JOHN J. BERTIN, aerodynamics for engineers Fifth Edition;*
5. *John Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, SIXTH EDITION, MCGRAW HILL EDUCATION*