

# Aérodynamique et Mécanique du Vol

**NATIONAL AERONAUTICS  
AND SPACE ADMINISTRATION**

+ Text Only Site  
+ Non-Flash Version  
+ Contact Glenn

FIND IT @ NASA :  [GO](#)

+ ABOUT NASA

+ NEWS & EVENTS

+ MULTIMEDIA

+ MISSIONS

+ MY NASA

+ WORK FOR NASA

## Navier-Stokes Equations

### 3 - dimensional - unsteady

**Glenn  
Research  
Center**

---

Coordinates: (x,y,z)

Velocity Components: (u,v,w)

Time : t

Density:  $\rho$

Total Energy: Et

Pressure: p

Stress:  $\tau$

Heat Flux: q

Reynolds Number: Re

Prandtl Number: Pr

**Continuity:** 
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$$

**X - Momentum:** 
$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re_r} \left[ \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right]$$

**Y - Momentum:** 
$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re_r} \left[ \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right]$$

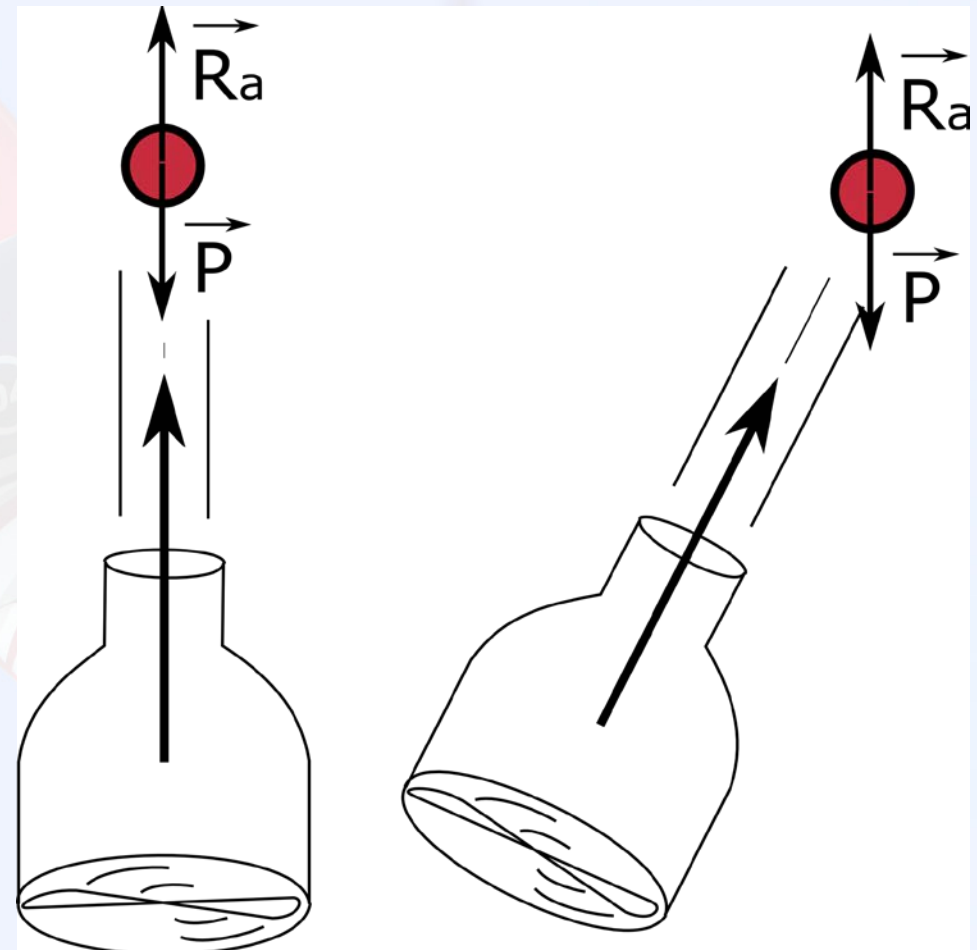
**Z - Momentum:** 
$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{Re_r} \left[ \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right]$$

**Energy:** 
$$\begin{aligned} \frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} = & -\frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} - \frac{1}{Re_r Pr_r} \left[ \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right] \\ & + \frac{1}{Re_r} \left[ \frac{\partial}{\partial x} (u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u \tau_{xy} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u \tau_{xz} + v \tau_{yz} + w \tau_{zz}) \right] \end{aligned}$$

# I La résultante des forces aérodynamiques

## I.1 Mise en évidence des forces aérodynamiques :

- L'air en mouvement crée des forces sur un objet.
- Il se produit la même chose sur un objet en mouvement dans l'air.
- Lorsque l'air "appuie" sur l'objet, il a tendance à le repousser en créant une force parallèle à l'écoulement et de sens opposé.
- L'air crée également une force perpendiculaire à l'écoulement.



# I La résultante des forces aérodynamiques

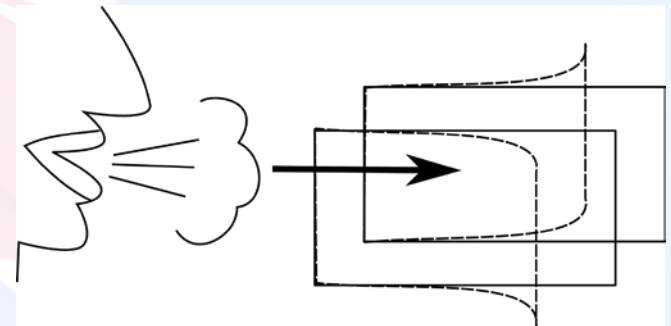
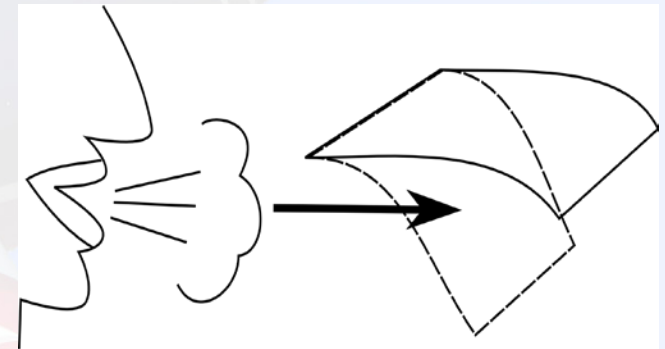
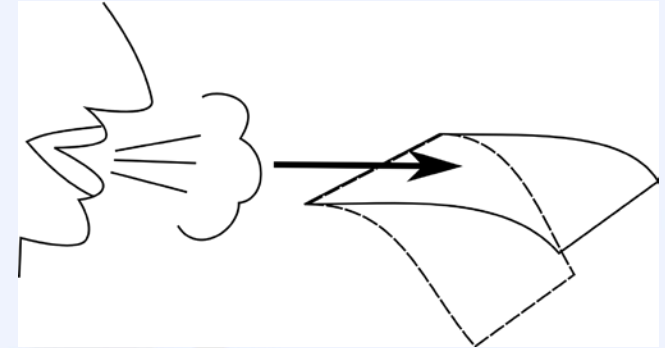
• Lorsque la vitesse de l'air augmente, sa pression diminue.

• L'air qui circule au dessus est accéléré et sa pression diminue alors que celui qui circule en dessous est ralenti et sa pression augmente.

• Dans les 2 expériences ci-contre la conséquence est que la feuille se soulève en raison de la différence de pression entre les 2 faces.

• Dans la 3ème expérience les feuilles se rapprochent pour la même raison.

• **Les forces aérodynamiques sont dues à des différences de pression dans l'air en écoulement.**

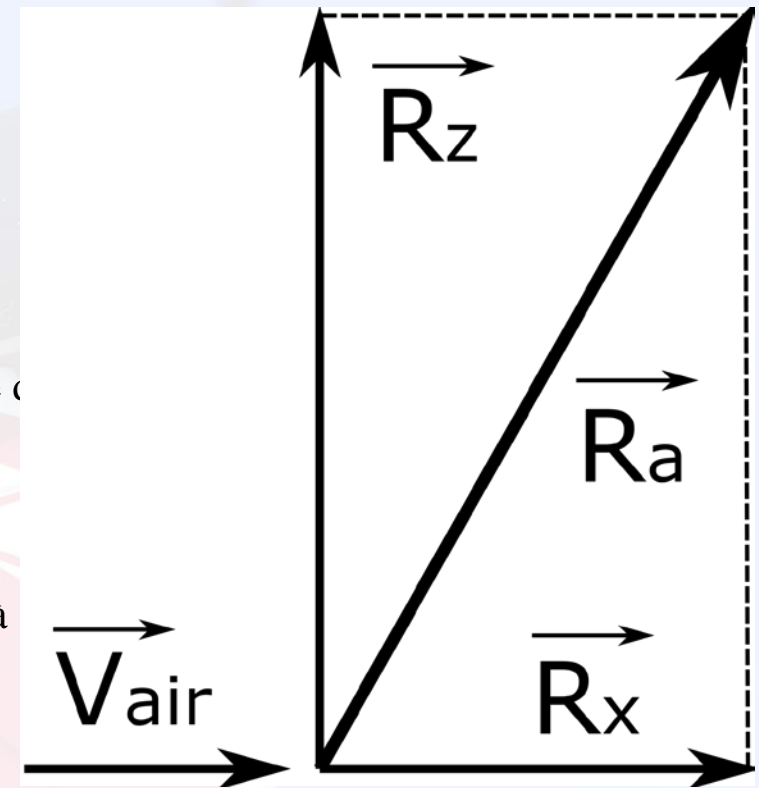


# I La résultante des forces aérodynamiques

La **résultante des forces aérodynamiques**,  $R_a$ , se décompose en :

• **La portance**,  $R_z$ , perpendiculaire à la vitesse de l'air qui est responsable du vol des aéronefs.

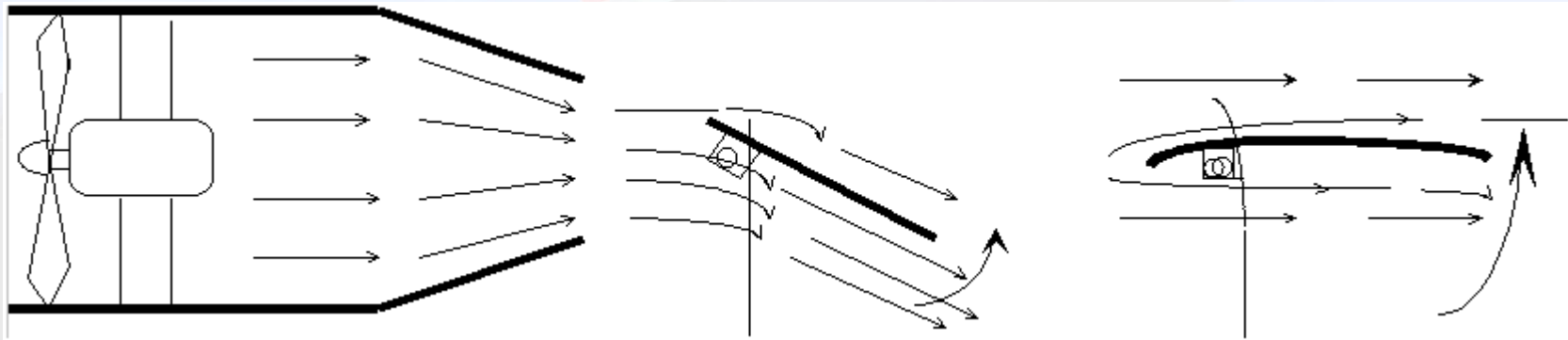
• **La traînée**,  $R_x$ , parallèle à l'écoulement et de sens opposé qui s'oppose à l'avancement.



# I La résultante des forces aérodynamiques

## I.2 Étude de la portance :

- Le premier facteur important est la forme de l'aile en coupe parallèlement à l'écoulement : **la forme du profil.**
- Une étude en soufflerie permet de comparer l'efficacité de différents profils



# I La résultante des forces aérodynamiques

Historiquement, les premières ailes étaient planes, puis elles ont été cambrées et enfin, elles ont pris de l'épaisseur avec des faces de cambrures différentes.

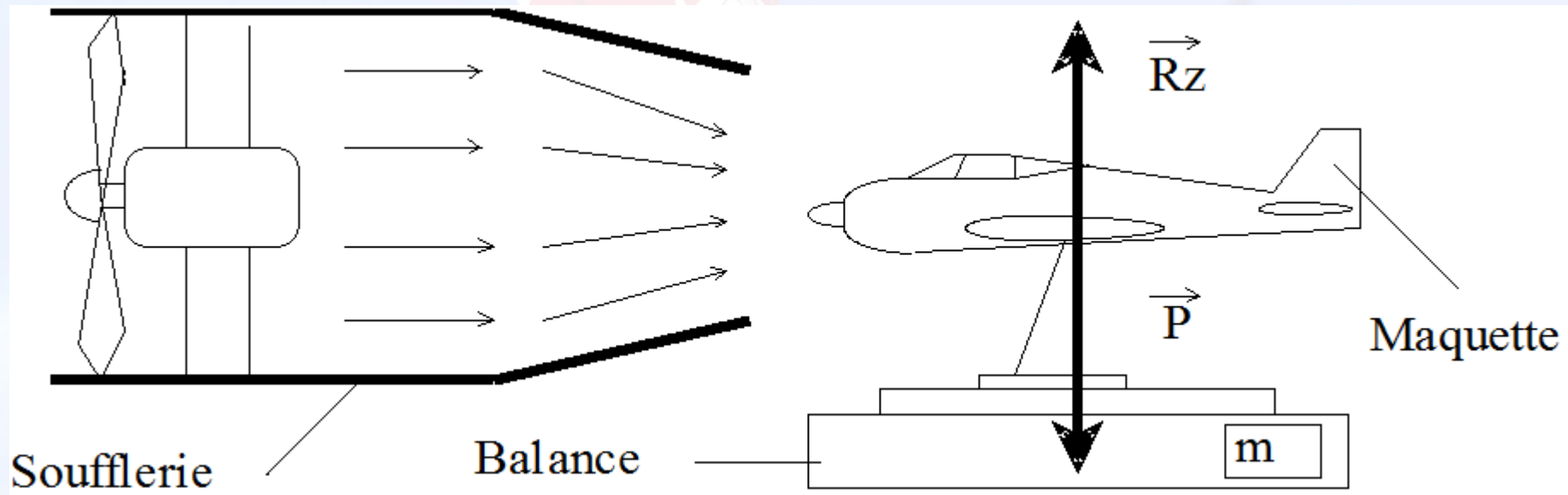
Pour une même vitesse d'écoulement,

- le profil plan est peu efficace
- les profils cambrés sont plus efficaces (dans une certaine limite de cambrure)
- les profils épais sont encore plus efficaces (nous en verrons les caractéristiques plus tard)
- Le profil est caractérisé par un **coefficient de portance  $C_z$**

# I La résultante des forces aérodynamiques

Le second facteur important est la vitesse.

Pour étudier son influence, il suffit de placer une maquette en soufflerie et de mesurer son poids apparent :



Le poids apparent ( $m.g$ ) permet de calculer la portance :  $R_z = -m.g$ .

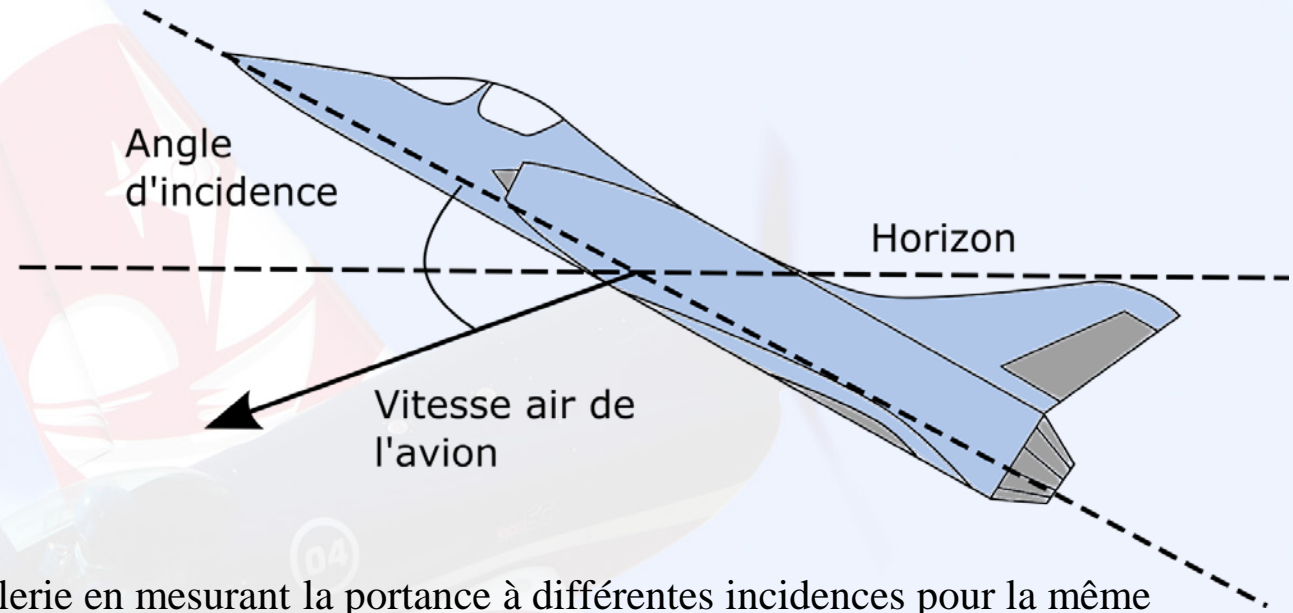
**Les expériences montrent que la portance augmente avec la vitesse.**



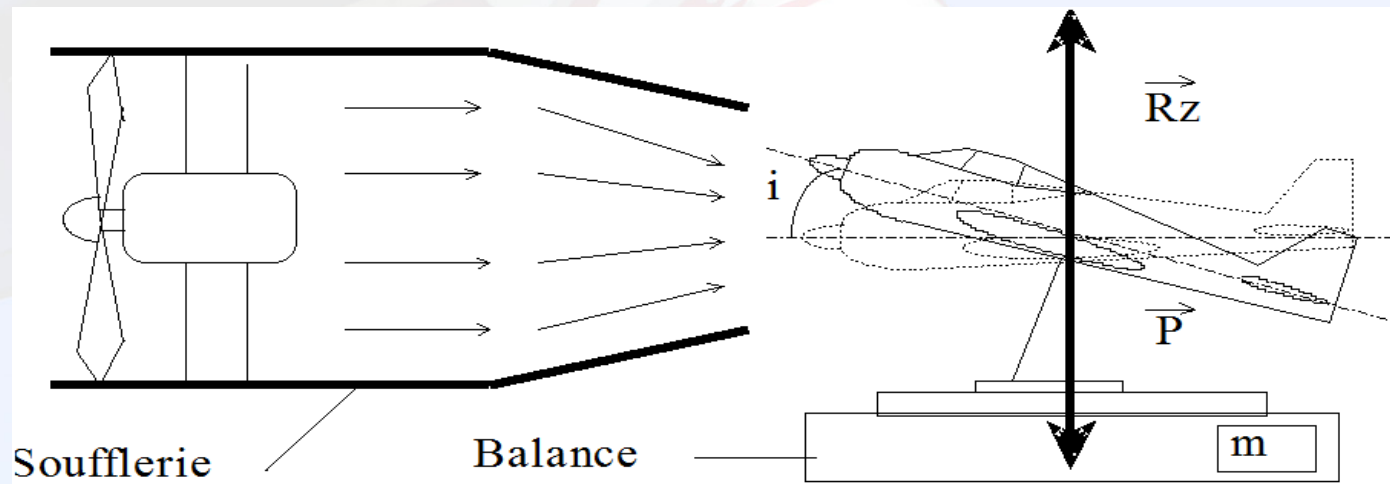
# I La résultante des forces aérodynamiques

Le troisième facteur est l'incidence du profil :

- Incidence = angle entre la ligne de foi de l'avion (axe longitudinal) et la vitesse de l'avion dans l'air.



- Son influence peut être étudiée en soufflerie en mesurant la portance à différentes incidences pour la même vitesse d'écoulement.





# I La résultante des forces aérodynamiques

Les expériences montrent que :

- La portance augmente avec l'incidence jusqu'à une certaine limite.
- Au delà de cette incidence limite apparaît le phénomène de décrochage : la portance chute brutalement et l'aile ne vole plus.
- Aux incidence négatives la portance peut être négative.
- Le coefficient de portance,  $C_z$ , de l'aile dépend de la forme du profil mais aussi de l'incidence :
- $C_z$  augmente jusqu'à l'incidence de décrochage
- Au delà de l'incidence de décrochage, il diminue fortement.

# I La résultante des forces aérodynamiques

## Expression de la portance :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z$$

- $\rho$  = masse volumique de l'air (en  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ) ( $1.225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$  au sol)
- $S$  = surface alaire de l'avion (surface des ailes, y compris la partie traversant le fuselage, exprimée en  $\text{m}^2$ )
- $v$  = vitesse dans l'air de l'avion (en  $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
- $C_z$  = coefficient de portance du profil à l'incidence de vol considérée (sans unité)

# I La résultante des forces aérodynamiques

## I.3 Étude de la traînée :

- La traînée est de même nature que la portance => elle est influencée par les mêmes facteurs :
- La forme du profil
- La vitesse de l'écoulement
- L'incidence
- Toutefois, les interactions entre l'aile et le fuselage et entre les 2 faces de l'aile au niveau du saumon d'aile entraînent des particularités.

# I La résultante des forces aérodynamiques

La traînée peut se décomposer en trois parties :

•Traînée de forme :

Elle est due à la forme du profil qui influe sur sa résistance à la pénétration dans l'air.

•Traînée de sillage :

Elle est due au décrochement des filets d'air à l'arrière du profil. Elle augmente avec la vitesse et l'incidence de vol.

•Traînée induite :

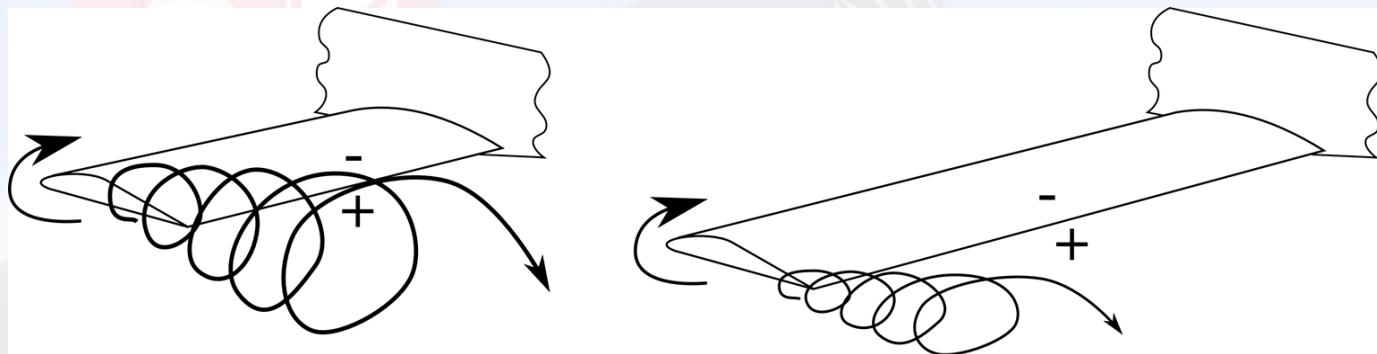
Elle est due à la différence de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile.

# I La résultante des forces aérodynamiques

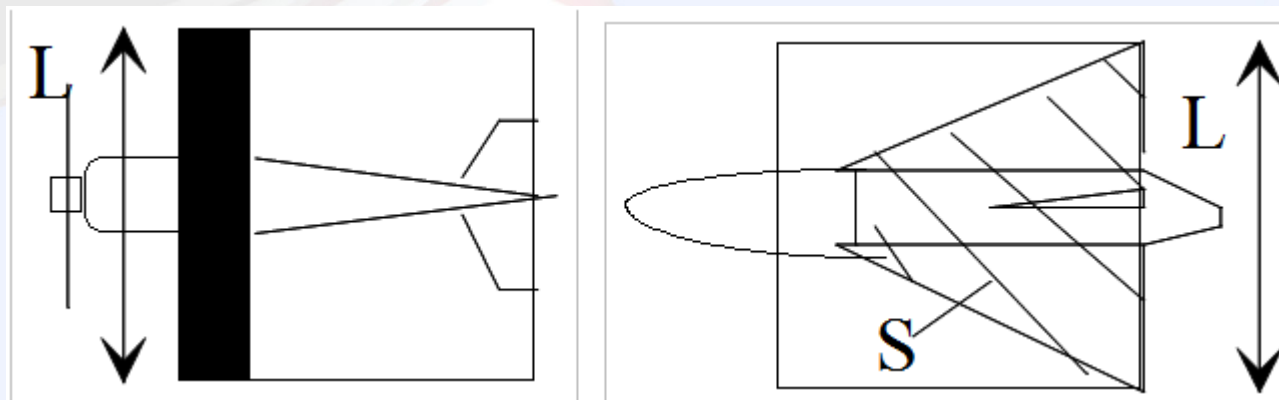
• En bout d'aile, l'air de l'intrados (en surpression) remonte vers l'extrados (en dépression) et crée ainsi un tourbillon = **tourbillon marginal**.

• L'importance de ce tourbillon est lié à l'allongement de l'aile :

$$\lambda = \frac{L^2}{S}$$



• En raison de ces tourbillons, il faut espacer les décollages et les atterrissages entre 2 avions successifs.





## SILLAGES



25/11/2018

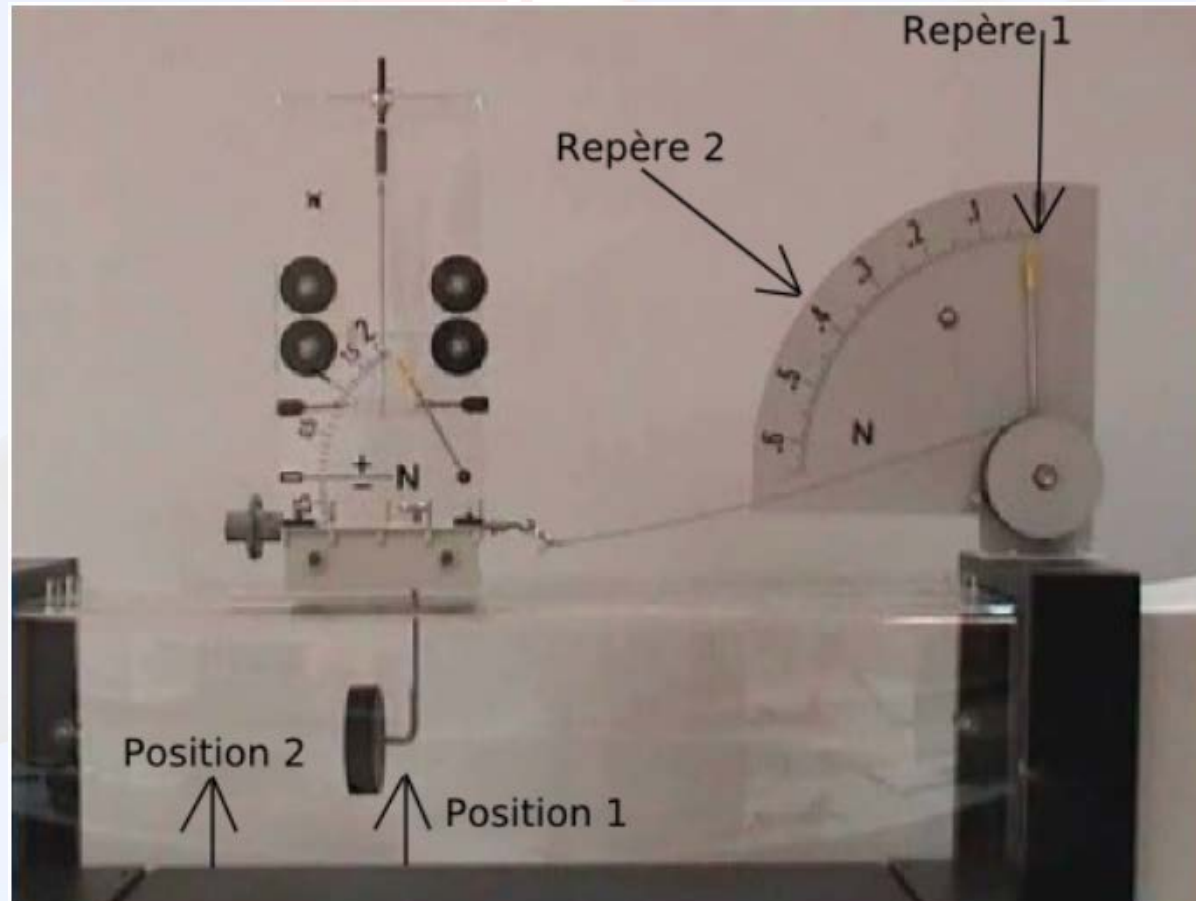
jc Réau FI(A) 000100870 - Aéroclub  
JNermoz

128

<https://www.youtube.com/watch?t=14s&v=rFVdIyaA-rc>

# I La résultante des forces aérodynamiques

L'étude de l'influence de la forme se fait en plaçant en soufflerie des profils ayant la même surface en projection perpendiculairement à l'écoulement (maître couple) mais ayant des formes différentes dans la direction de l'écoulement.



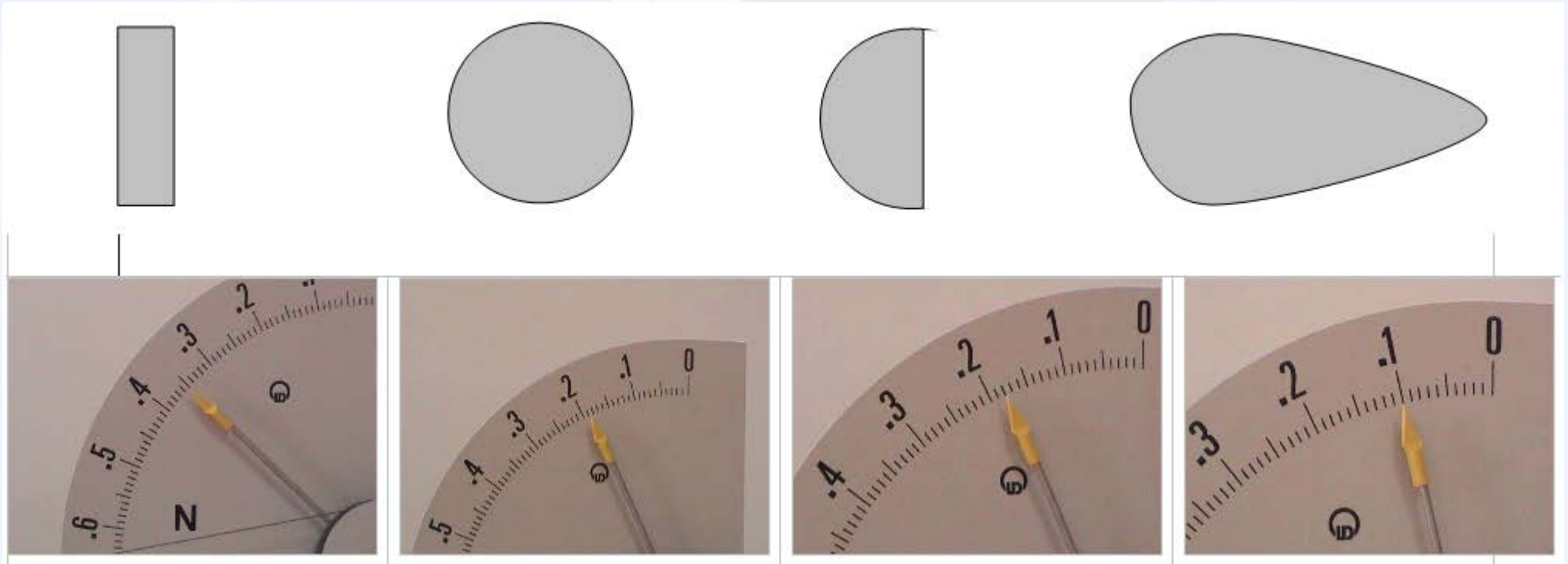


# I La résultante des forces aérodynamiques

• Les résultats montrent que pour optimiser la traînée de forme il faut optimiser l'écoulement depuis le bord d'attaque jusqu'au bord de fuite.

• De nombreux profils ont été testés et mesurés pour obtenir des formes intéressantes.

• Le profil est caractérisé par un coefficient de traînée :  $C_x$ .



# I La résultante des forces aérodynamiques

## Étude de l'influence de la vitesse :

• Cette étude se fait en soufflerie selon le même principe que pour la portance mais on mesure la force dans le sens de l'écoulement.

• Les résultats montrent que **la traînée augmente avec la vitesse.**

## Étude de l'influence de l'incidence :

• Cette étude se fait en soufflerie selon le même principe que pour la portance mais on mesure la force dans le sens de l'écoulement.

• Les résultats montrent que **la traînée augmente avec l'incidence ( $C_x$  augmente).**

• **Contrairement à la portance, au delà de l'incidence de décrochage, la traînée augmente encore.**

# I La résultante des forces aérodynamiques

## Expression de la traînée :

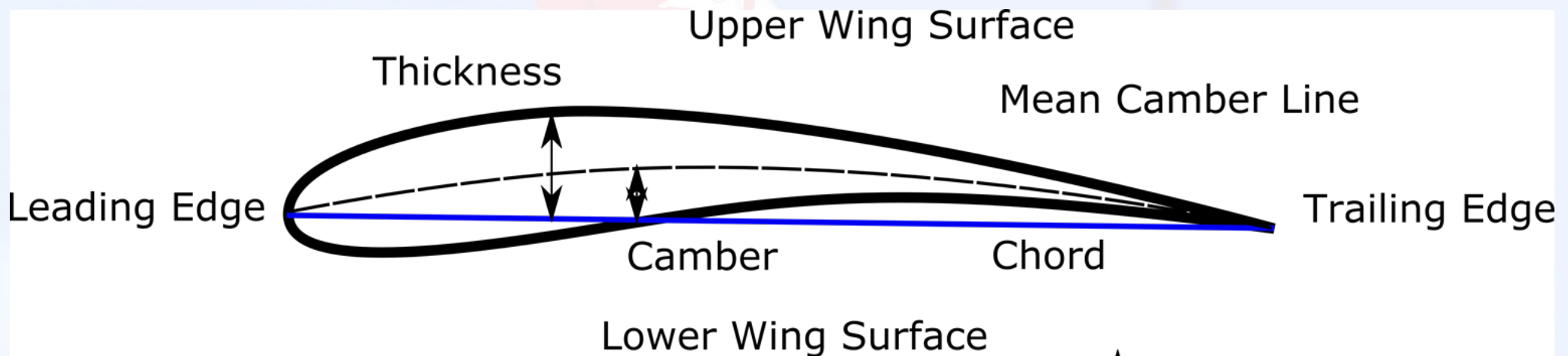
$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_x$$

- $\rho$  = masse volumique de l'air (en  $\text{kg.m}^{-3}$ )
- $S$  = surface alaire de l'avion (surface des ailes, y compris la partie traversant le fuselage, exprimée en  $\text{m}^2$ )
- $v$  = vitesse dans l'air de l'avion (en  $\text{m.s}^{-1}$ )
- $C_x$  = coefficient de traînée du profil à l'incidence de vol considérée (sans unité)

# II Caractéristiques et performances des profils

## II.1 Caractéristiques des profils aérodynamiques :

Le schéma ci-dessous donne les caractéristiques d'un profil ... en anglais (il ne reste qu'à traduire!).

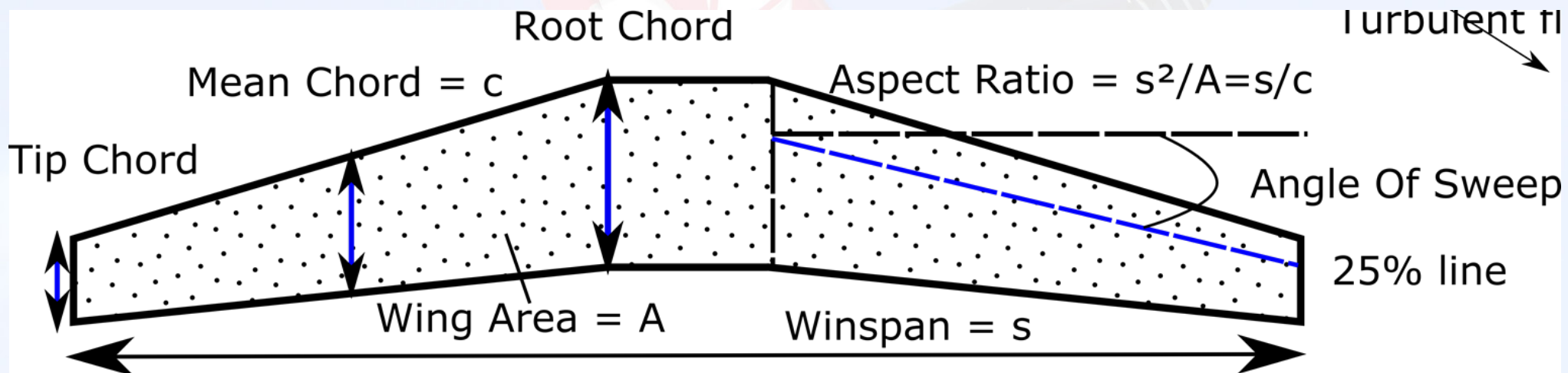


• L'air abordant le profil est dévié soit sur l'extrados, soit sur l'intrados. L'extrados l'accélère plus. Il se crée donc une dépression sur l'extrados et une surpression sur l'intrados (relatives).

• L'air est stoppé ou fortement ralenti au bord d'attaque. Il y a donc une surpression en avant du profil par rapport à l'arrière.

## II Caractéristiques et performances des profils

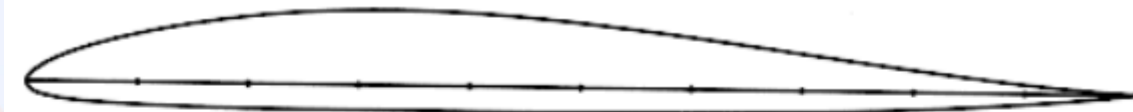
Autres caractéristiques d'un profil :



# II Caractéristiques et performances des profils

## II.2 Exemples de profils :

• Plan-convexe : bonne portance et faible instabilité



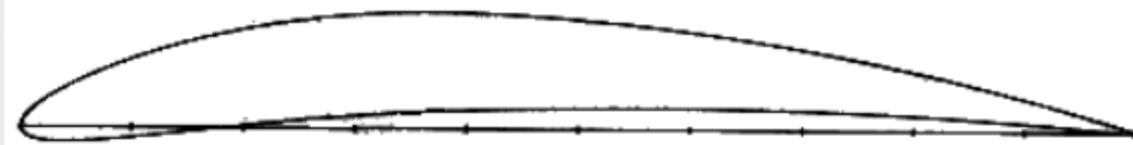
Profil B29

• Biconvexe : bonne portance et grande stabilité (aviation générale)



NACA 4412

• Cambré (ou creux) : très bonne portance mais assez instable (avions de ligne)



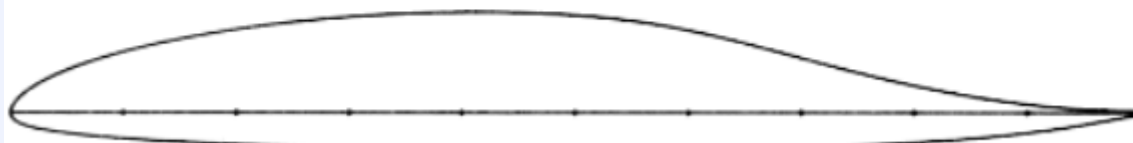
EPPLER 471

• Symétrique : gouvernes et voltige



NACA 0009

• Double courbure (autostable) : grande stabilité mais portance moyenne et forte traînée.



RONCZ

# II Caractéristiques et performances des profils

## II.3 Polaire d'un profil :

Pour déterminer les performances d'un profil on peut tracer 2 courbes :

• La polaire de type EIFFEL :

•  $C_z = f(C_x)$

• Elle est obtenue à partir des mesures de portance et de traînée d'un profil à différentes incidences en soufflerie

• Chaque point correspond à une incidence particulière

• Son étude permet de dimensionner l'aile et de prévoir les vitesses caractéristiques de l'avion

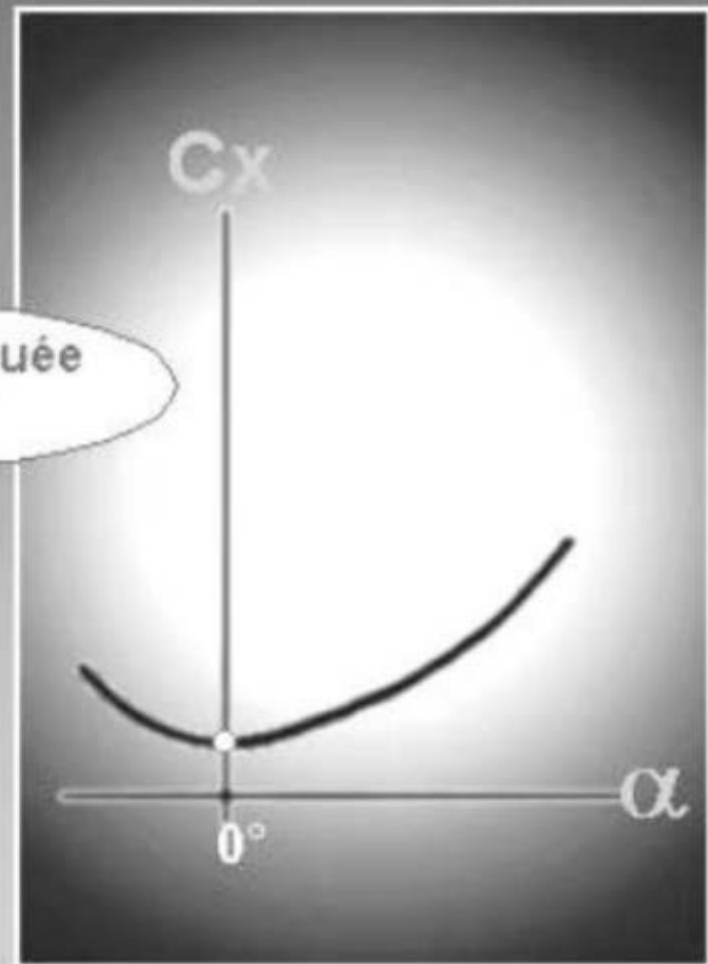
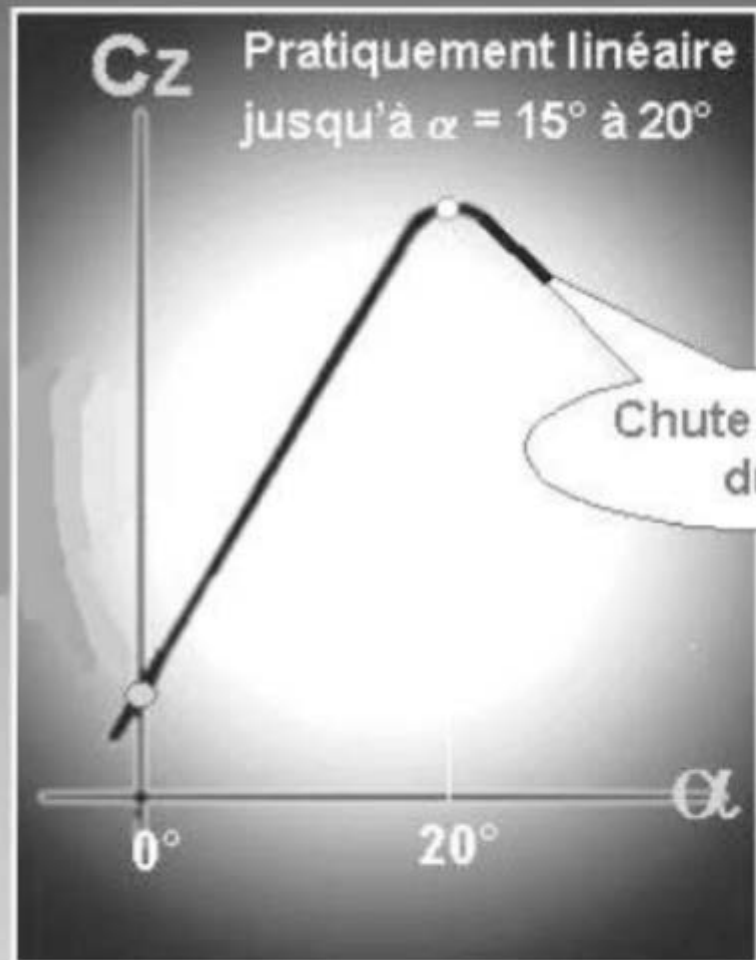
• La polaire des vitesses :

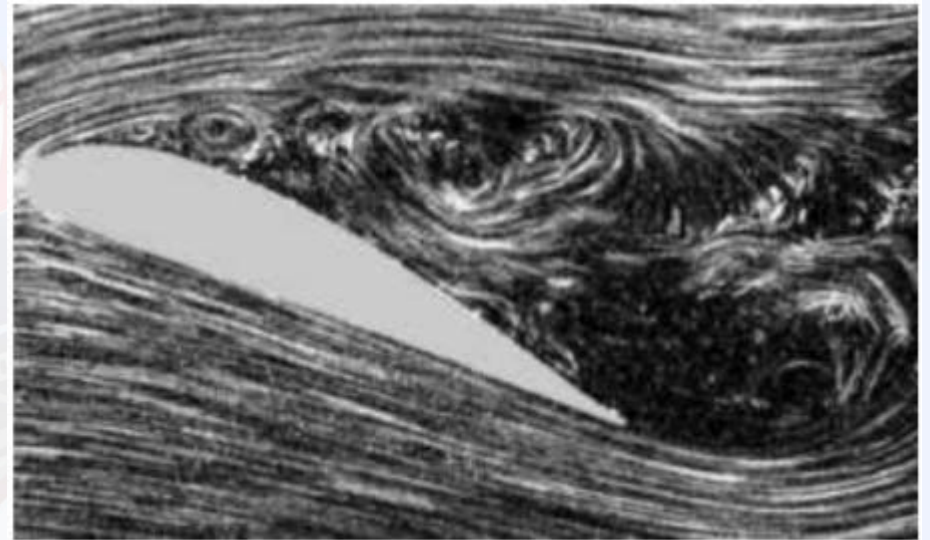
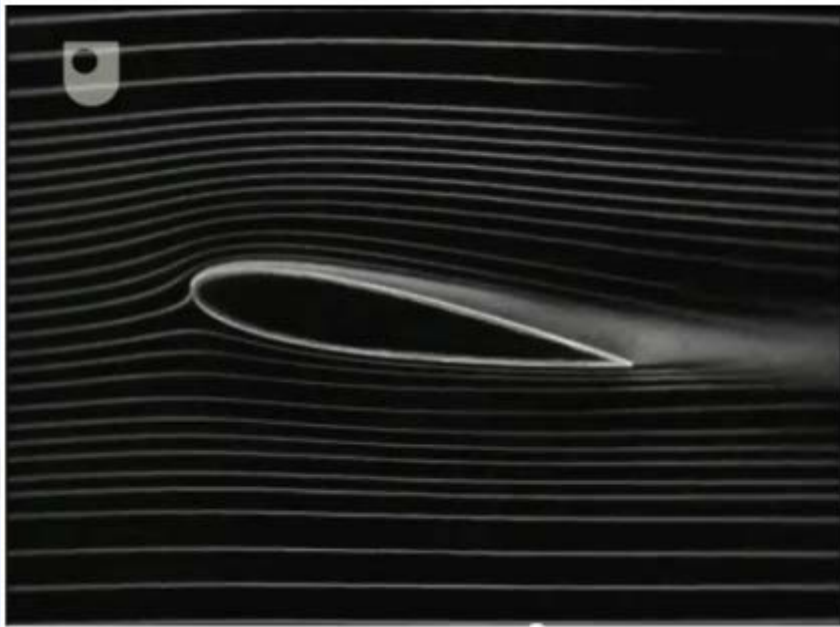
•  $V_z = f(V_x)$

• Elle est surtout utile à l'étude du vol plané car chaque point correspond alors à une incidence et donc un régime de vol.



Valeurs à titre indicatif uniquement





<https://www.youtube.com/watch?v=tYl2gLwLnwA&feature=youtu.be>

## II Caractéristiques et performances des profils

Polaire de type EIFFEL :

• L'allure est toujours similaire.

• Les points caractéristiques sont :

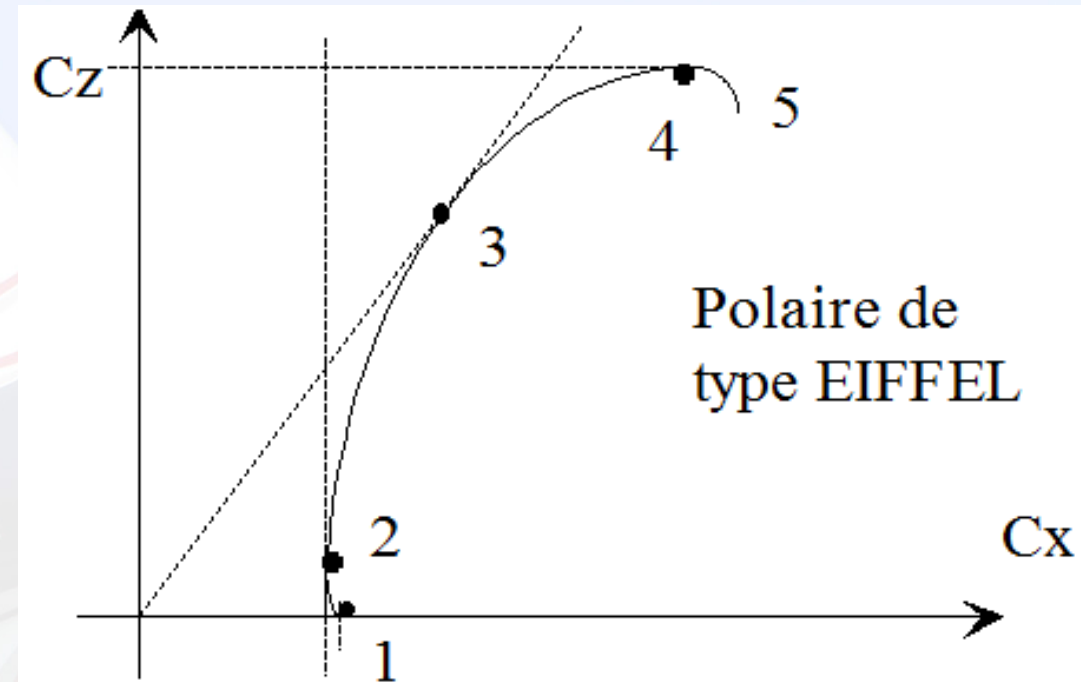
• 1 : incidence de portance nulle

• 2 : incidence de traînée minimale

• 3 : incidence de finesse maximale

• 4 : incidence de portance maximale

• 5 : incidence de décrochage

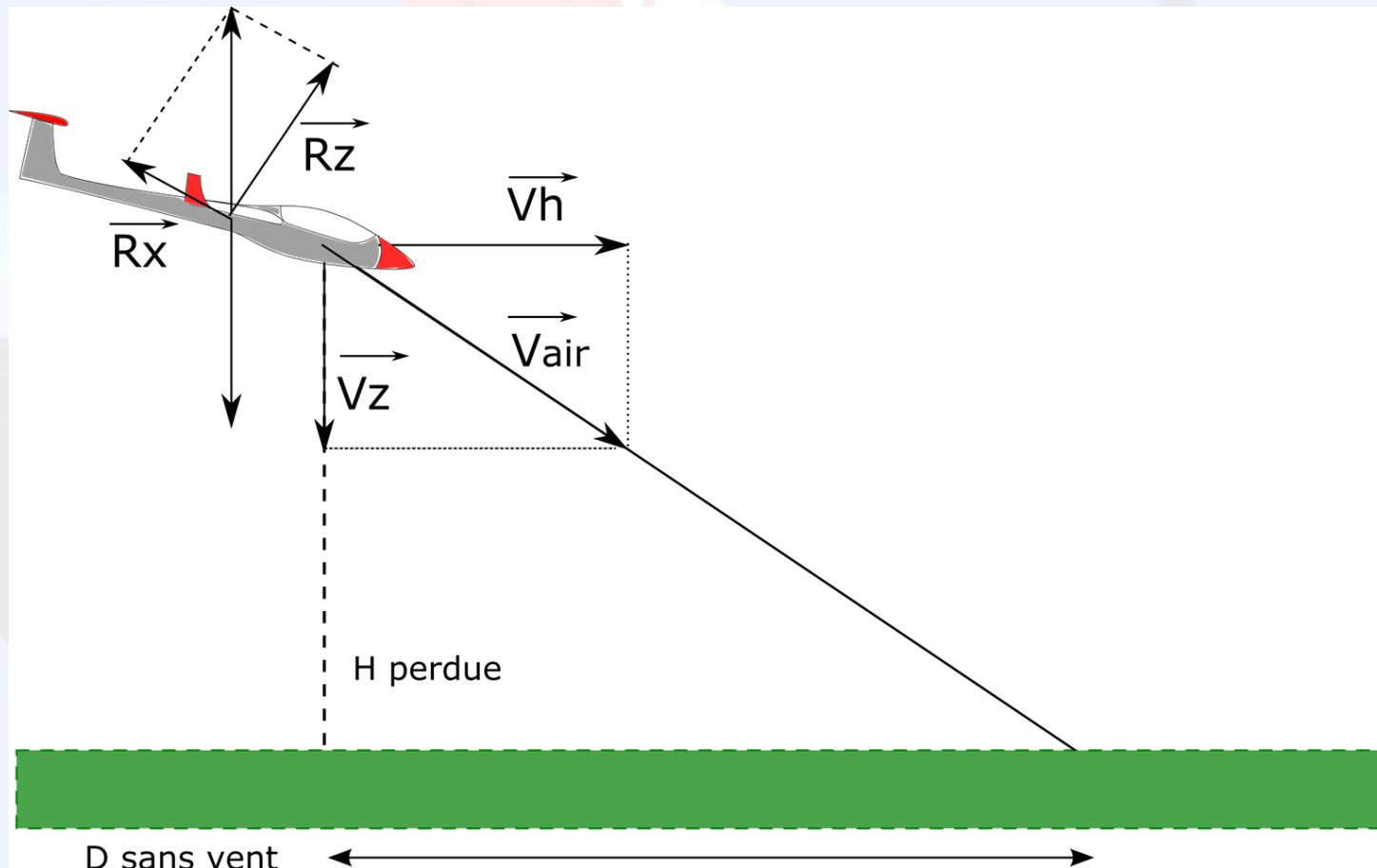


## II Caractéristiques et performances des profils

Incidence de finesse maximale :

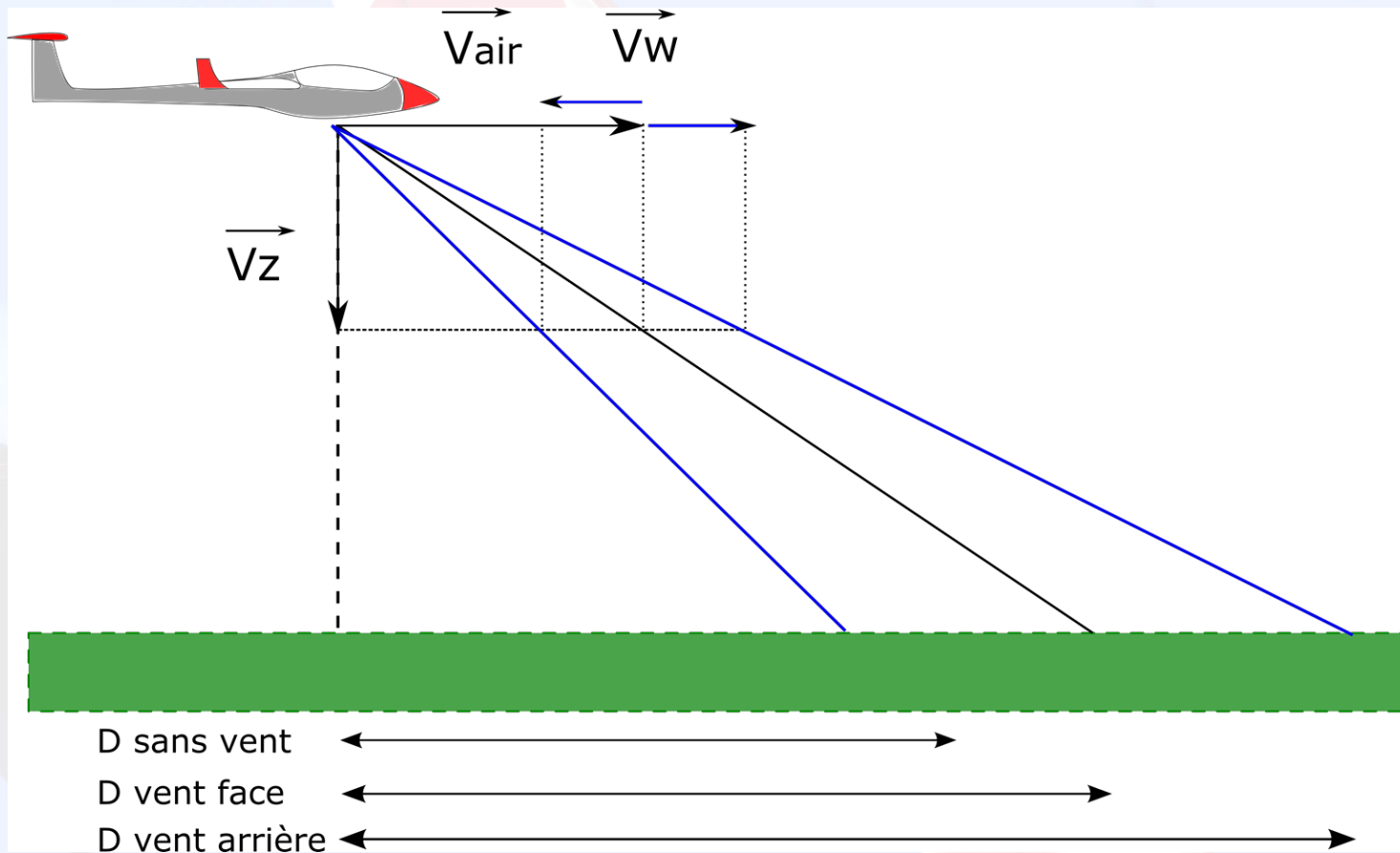
- La finesse est définie par
- Elle est particulièrement importante en vol plané

$$f = \frac{D_{parcourue}}{H_{perdue}} = \frac{V_h}{V_z} = \frac{R_z}{R_x} = \frac{C_z}{C_x}$$



## II Caractéristiques et performances des profils

• La finesse par rapport à l'air ne dépend que de l'incidence mais la finesse par rapport au sol prend également en compte le vent :



# II Caractéristiques et performances des profils

## Incidence de décrochage :

• Lorsque l'incidence augmente, le flux d'air se décroche progressivement en créant une turbulence de sillage. L'arrière du profil ne porte plus.

• A l'incidence de décrochage, le flux se décroche brutalement sur une zone trop importante.

• La portance chute et l'aile

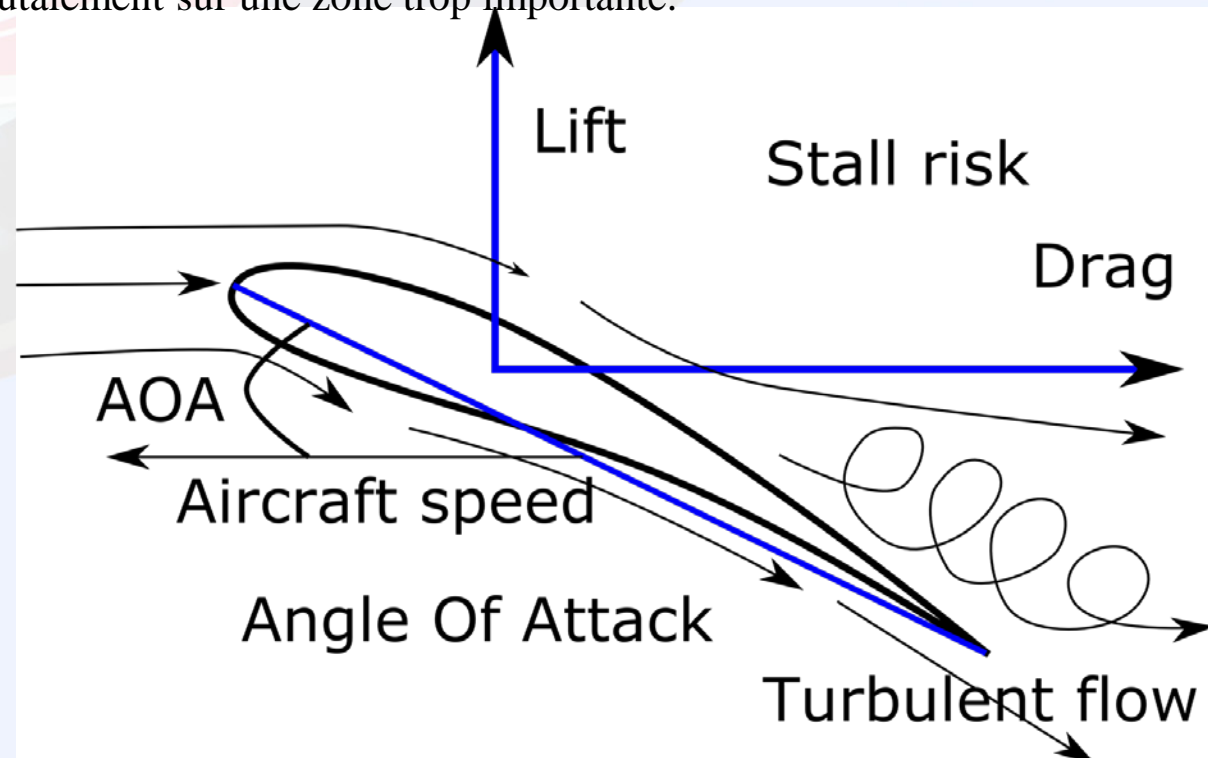
• décroche.

• Le décrochage se produit

• toujours à la même incidence

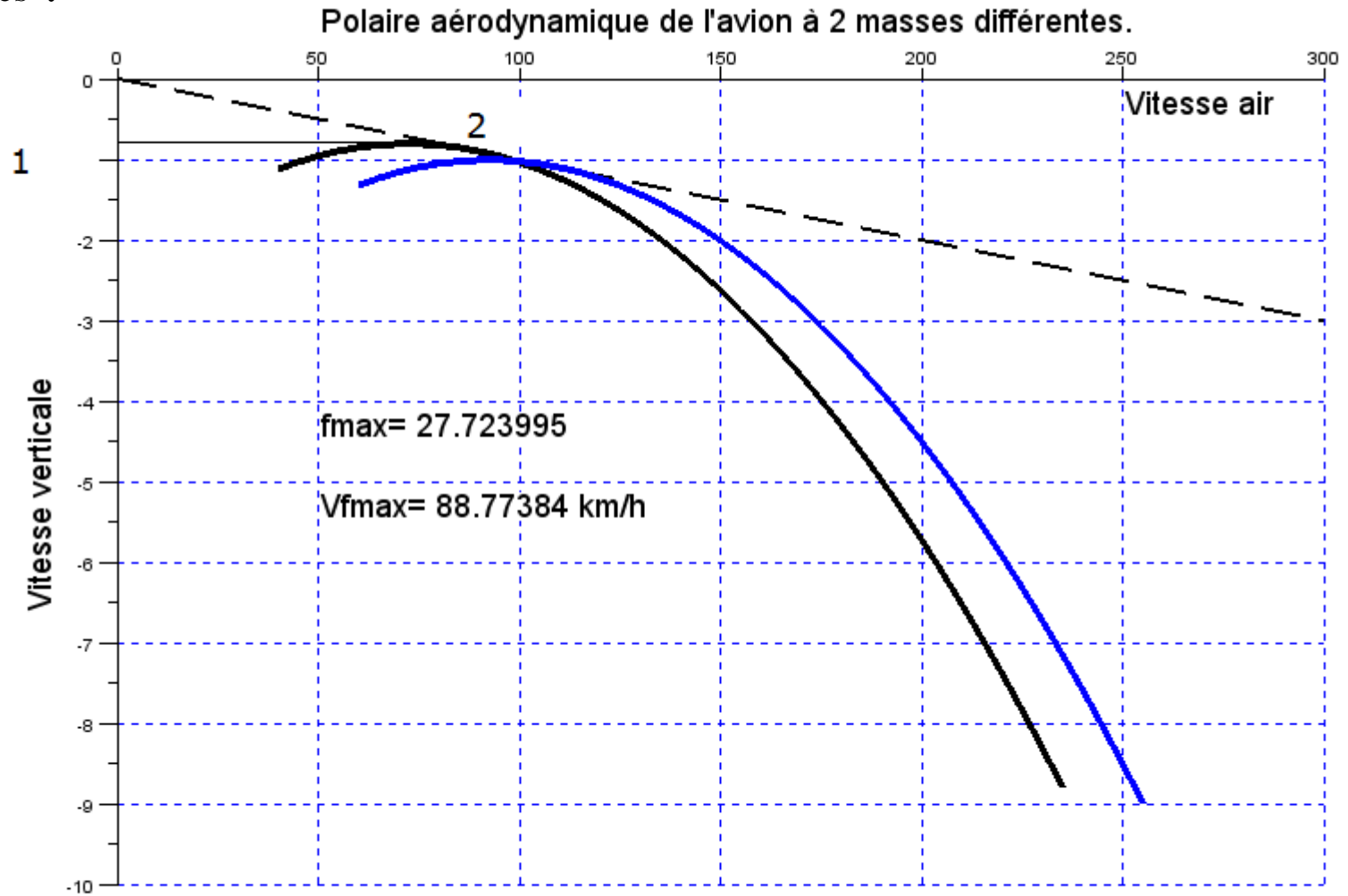
• quelle que soit la vitesse et

• le facteur de charge.



# II Caractéristiques et performances des profils

Polaire des vitesses :

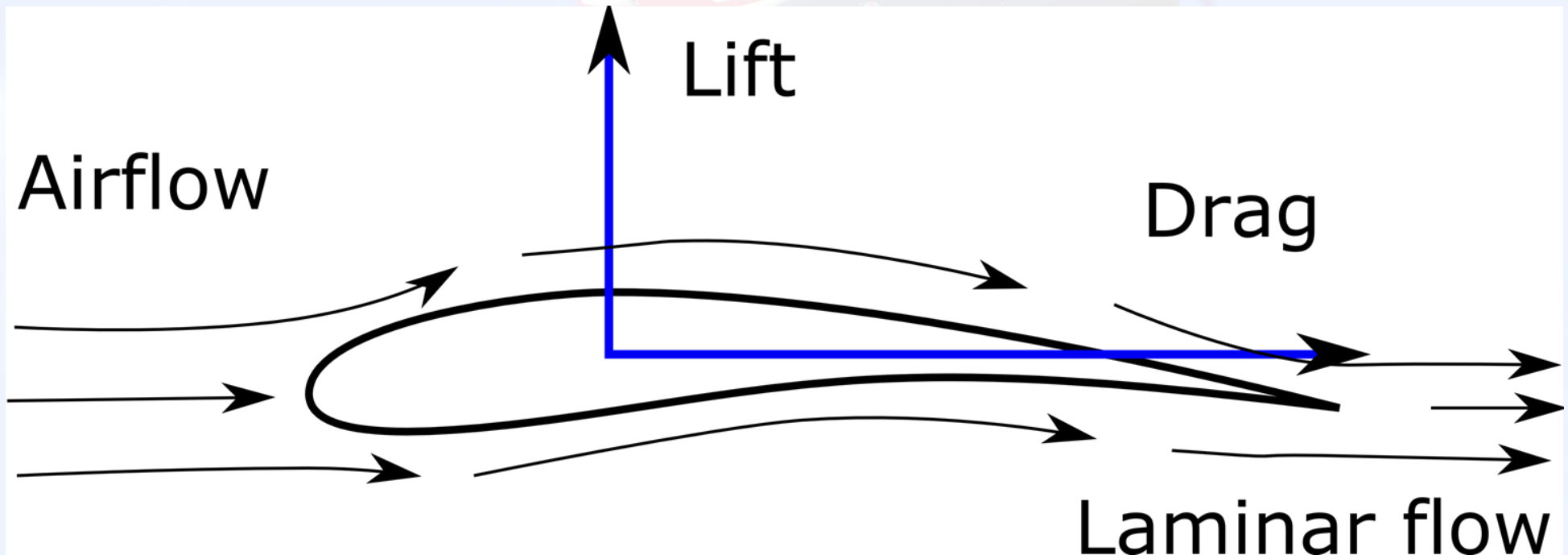




# II Caractéristiques et performances des profils

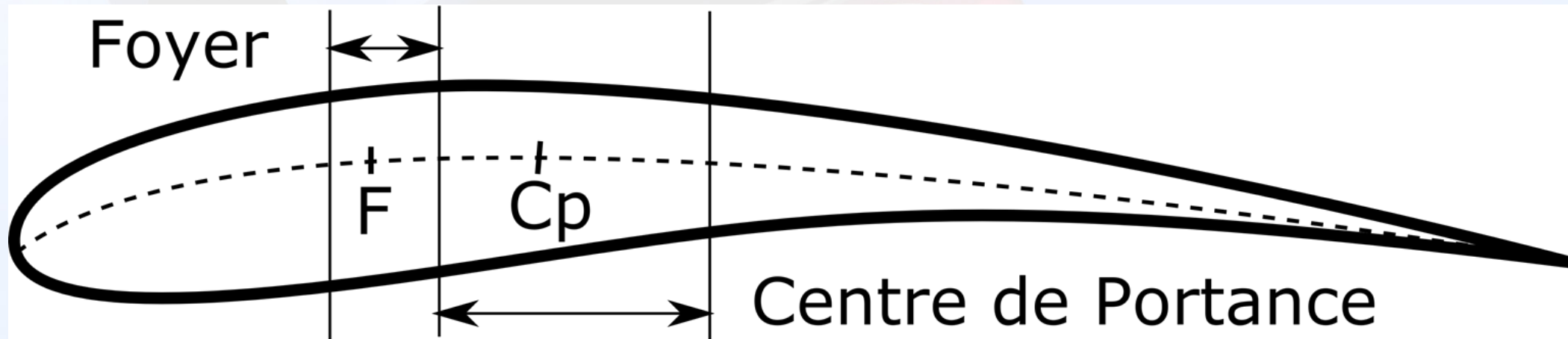
## II.4 Répartition de la portance sur le profil :

- Chaque section du profil apporte un petit élément de portance.
- L'ensemble de ces éléments peut être regroupé au centre de portance ( $C_p$ ).



## II Caractéristiques et performances des profils

- Le centre de portance :
  - Se situe entre 30 % et 50 % de la corde
  - Avance lorsque l'incidence augmente (jusqu'à l'incidence de  $C_{zmax}$ ) puis recule
- Le foyer :
  - Point d'application des variations de portance
  - En théorie à 25 % de la corde
  - En pratique 20 à 30 %



# II Caractéristiques et performances des profils

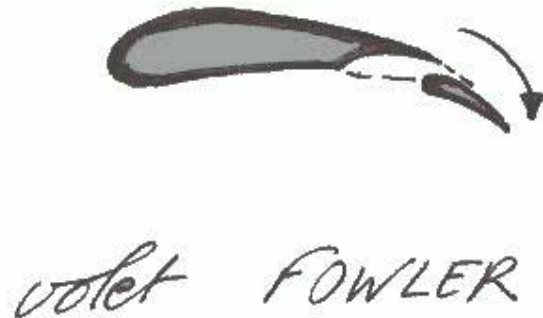
## II.5 Améliorer les performances d'un profil:

•En vol : diminution de la traînée induite par des winglets augmentant l'allongement de l'aile.



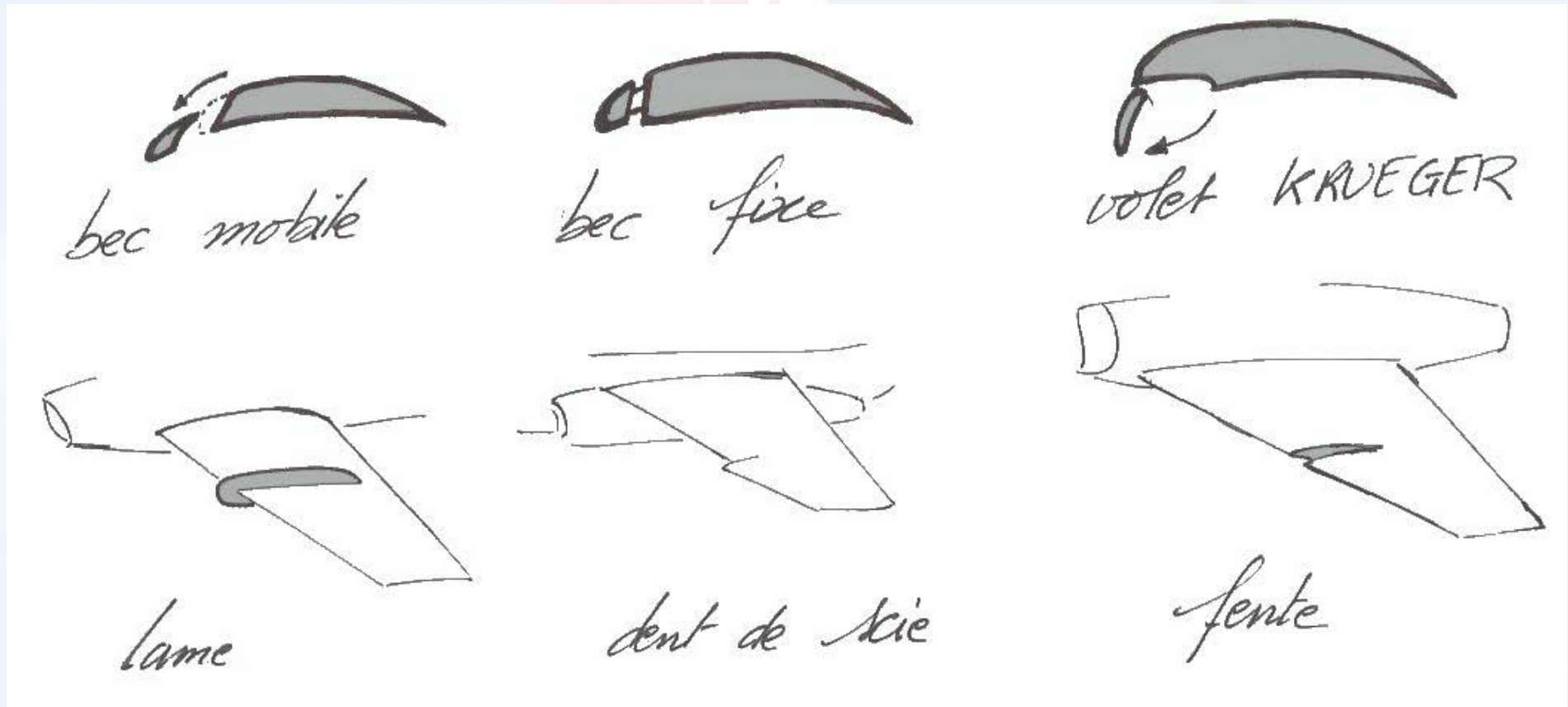
## II Caractéristiques et performances des profils

- Améliorer les performances d'un profil au décollage et à l'atterrissage: les dispositifs hypersustentateurs
- Augmentent la portance (mais aussi la traînée) en modifiant le profil (augmentation de la cambrure et de l'incidence par rapport à l'écoulement)
- Permettent de diminuer la vitesse de décrochage
- Sont disposés au bord de fuite et/ou au bord d'attaque du profil



## II Caractéristiques et performances des profils

- Utilisation des dispositifs hypersustentateurs :
- Au décollage : volets partiellement déployés et parfois les becs aussi
- A l'atterrissage : pleins volets et pleins becs en général





## II Caractéristiques et performances des profils

- Quelques exemples:
- Volet double fente d'un EMB 145
- Becs d'un Mirage 2000
- Volet simple d'un DR400



## II Caractéristiques et performances des profils

• Quelques exemples de dispositifs :

• Volets d'A380

• Volets et becs d'A380

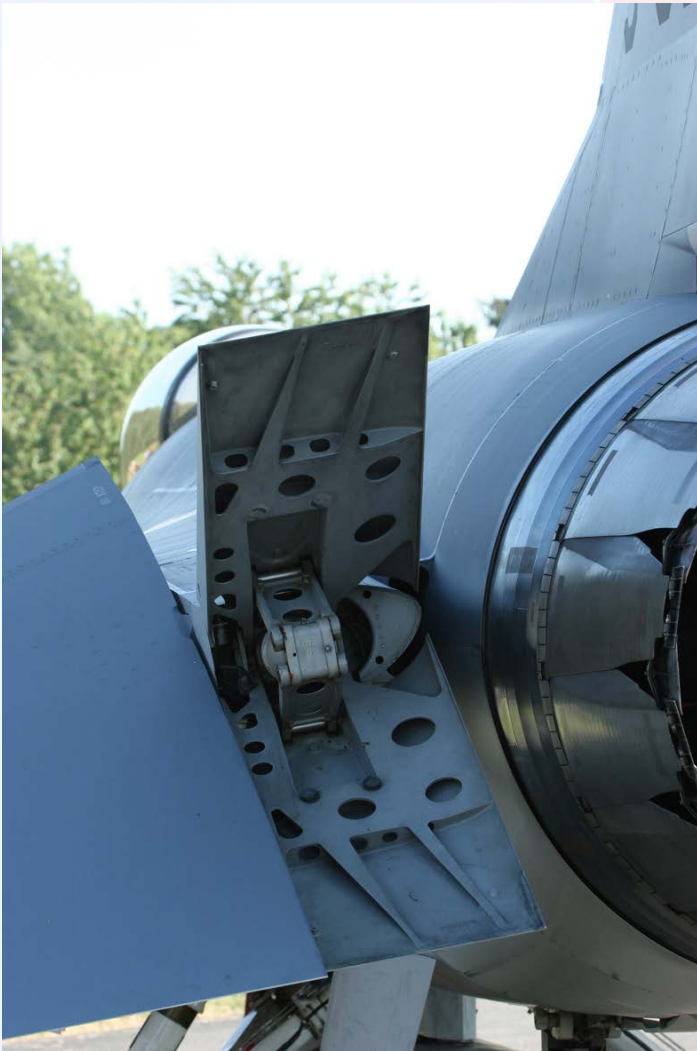
• partiellement sortis

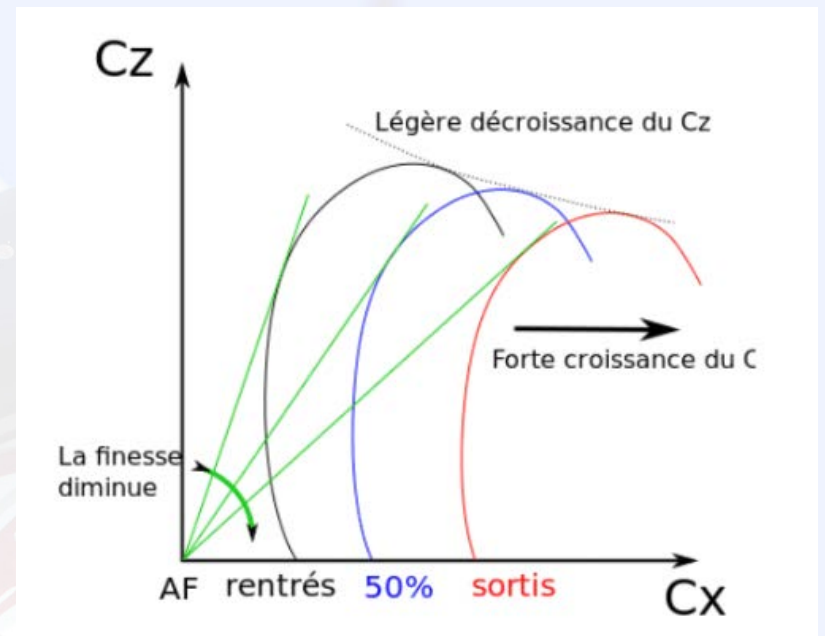
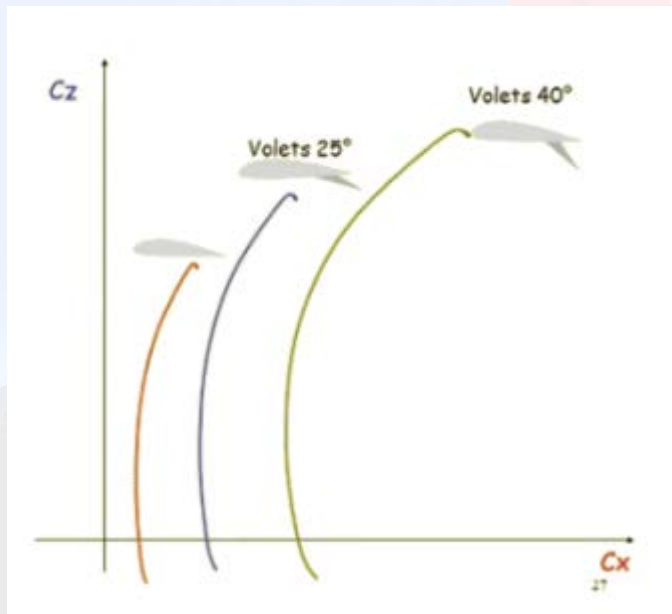




## II Caractéristiques et performances des profils

- Freinage aérodynamique : aérofreins et spoilers
- Aérofreins : permettent de diminuer la vitesse par freinage
- Spoilers : permettent de diminuer la portance et augmenter la traînée d'une aile (freinage et contrôle en roulis)





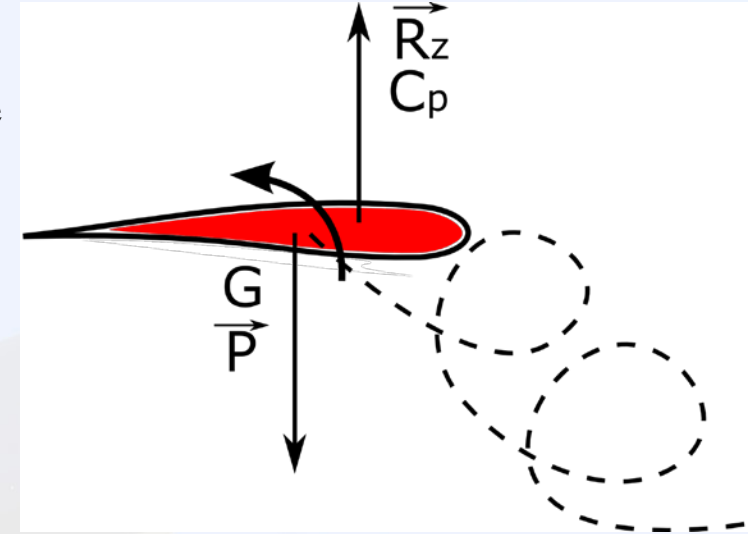
# Aérodynamique et **Mécanique du Vol**



# III Stabilité d'un aéronef

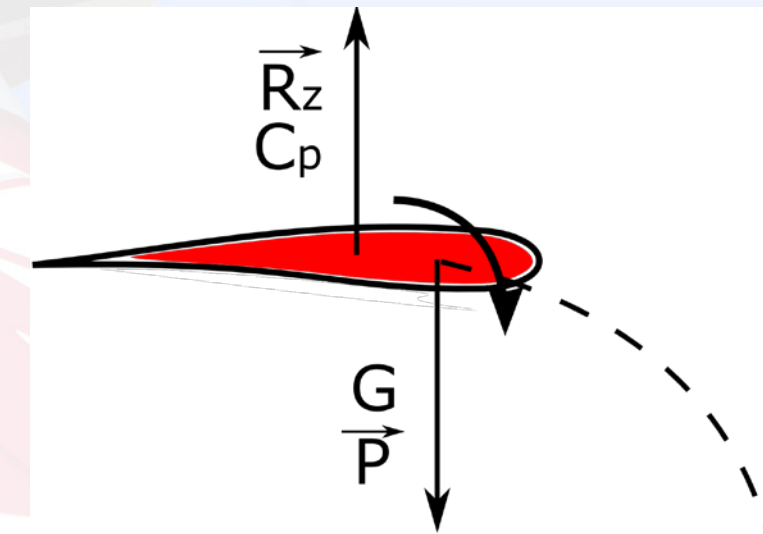
## III.1 Stabilité statique longitudinale :

• Si le centre de gravité,  $G$ , est en arrière du centre de portance,  $C_p$ , l'avion se cabre et décroche. **Il est instable.**



• Si le centre de gravité,  $G$ , est en avant du centre de portance,  $C_p$ , l'avion diminue son incidence, et suit une trajectoire régulière.

**Il est stable.**



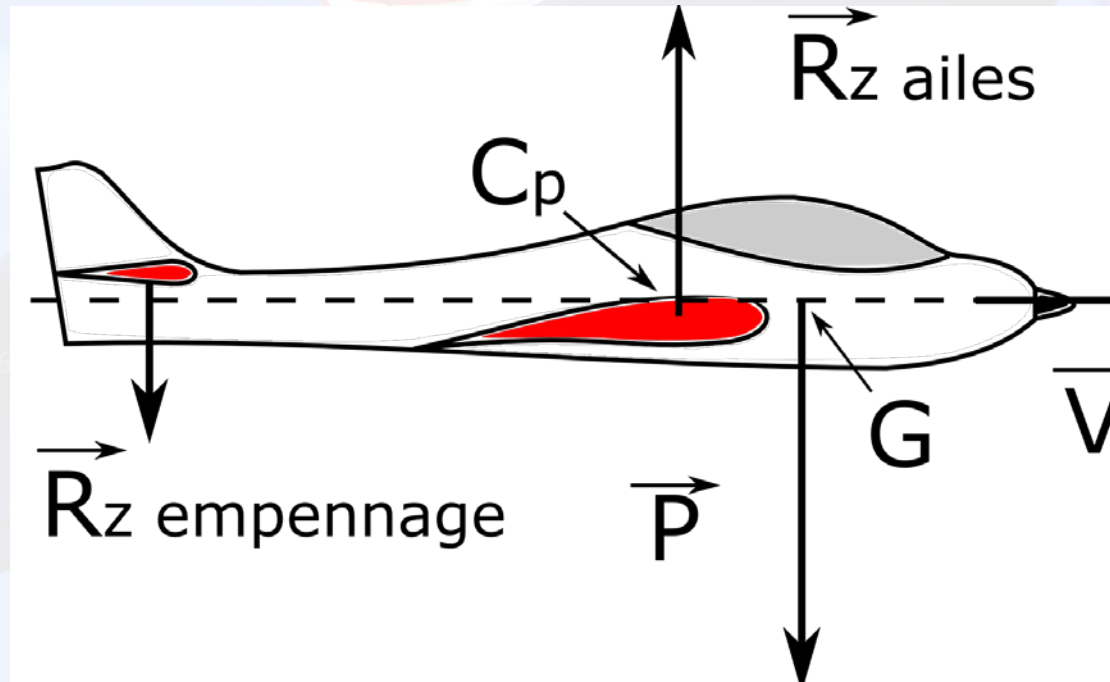
**Un avion est stable si le centre de portance est en arrière du centre de gravité.**

**Plus un avion est centré avant, plus il est stable et moins il est maniable.**

# III Stabilité d'un aéronef

• Sur une formule classique, l'empennage horizontal est calé pour être "déporteur". Cela crée un couple qui contre la tendance à piquer due à la portance.

• La distance entre le  $C_p$  et  $G$  est appelée **marge statique**.



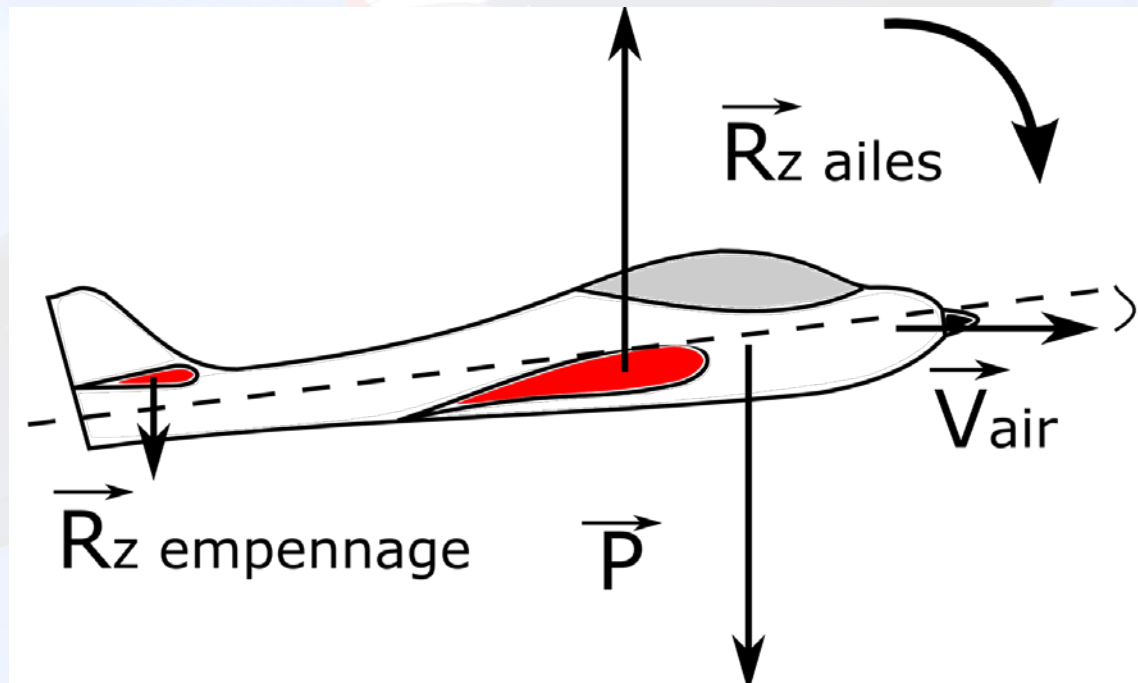
# III Stabilité d'un aéronef

Si l'incidence augmente :

- La portance  $R_z$  des ailes augmente

- La portance  $R_z$  de l'empennage diminue

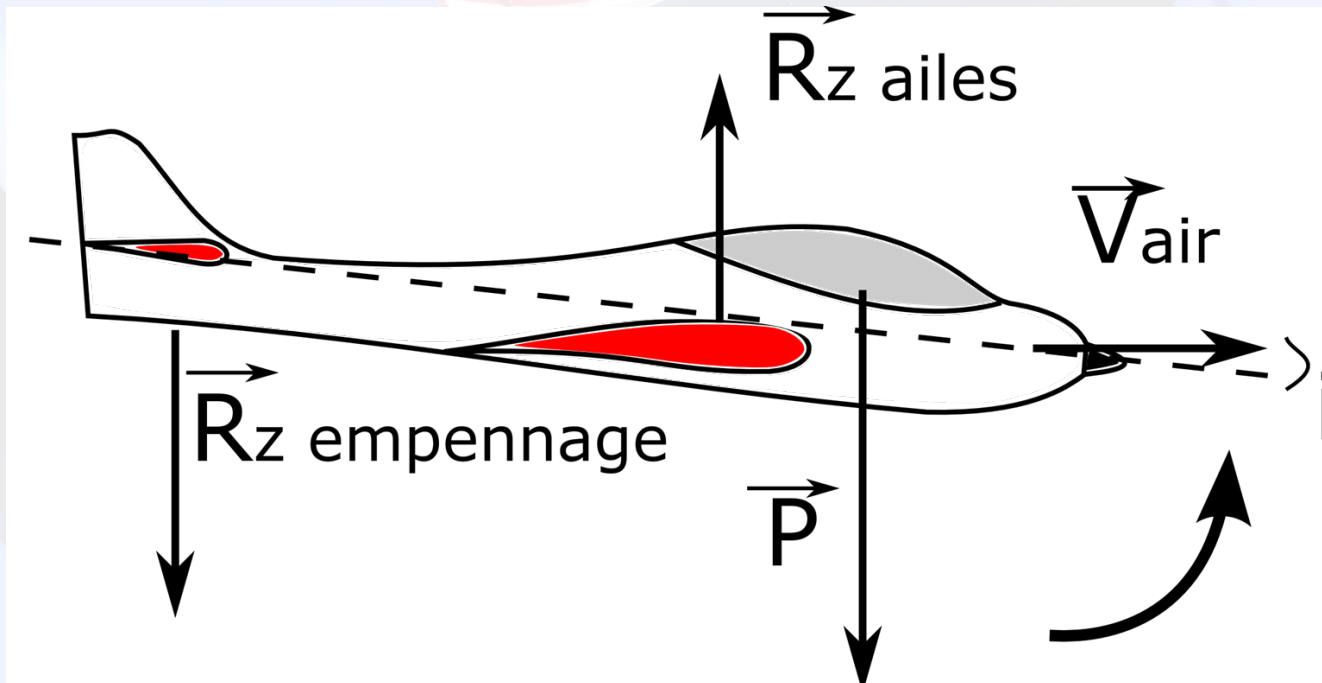
•=> un couple à piquer apparaît. L'incidence diminue



# III Stabilité d'un aéronef

Si l'incidence diminue :

- La portance  $R_z$  des ailes diminue
  - La portance  $R_z$  de l'empennage augmente
- ⇒ un couple à cabrer apparaît. L'incidence augmente.





# III Stabilité d'un aéronef

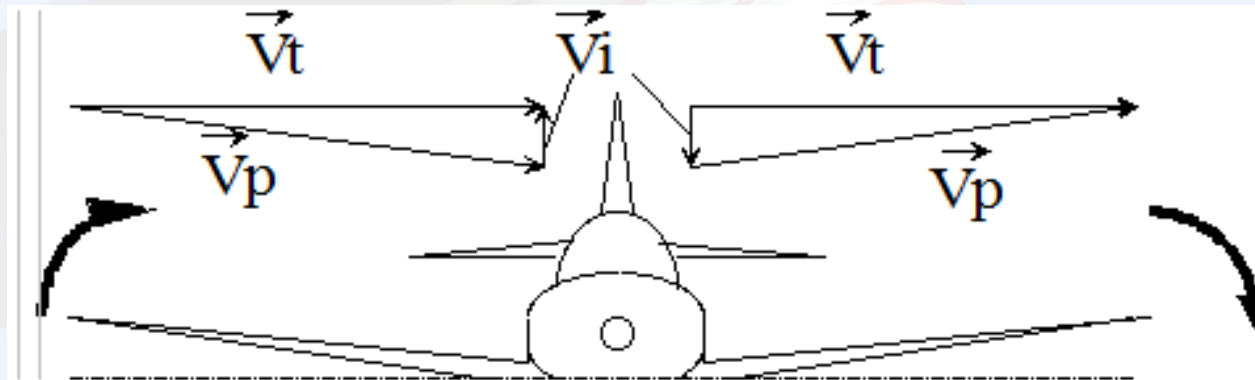
## III.2 Stabilité latérale :

• Effet de dièdre :

• En cas de dérapage, le dièdre donne une incidence différente sur chaque aile.

• Cela induit du roulis dont le sens dépend du sens du dièdre.

**Dans le cas général, un dièdre positif augmente la stabilité latérale et un dièdre positif augmente la stabilité.**



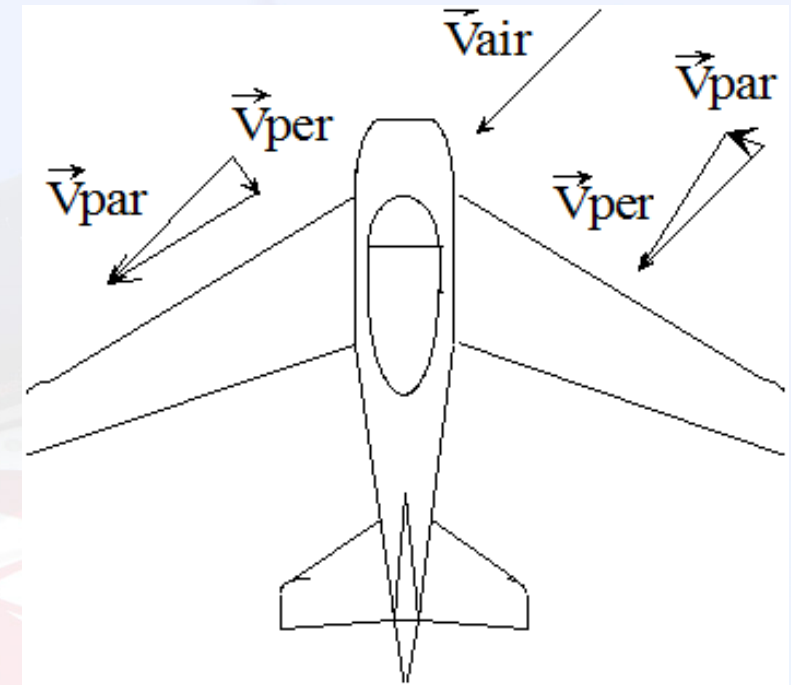
# III Stabilité d'un aéronef

• Effet de flèche :

• Lorsque l'avion dérape, la décomposition de la vitesse de l'air sur chaque aile montre une composante perpendiculaire au profil différente selon les ailes.

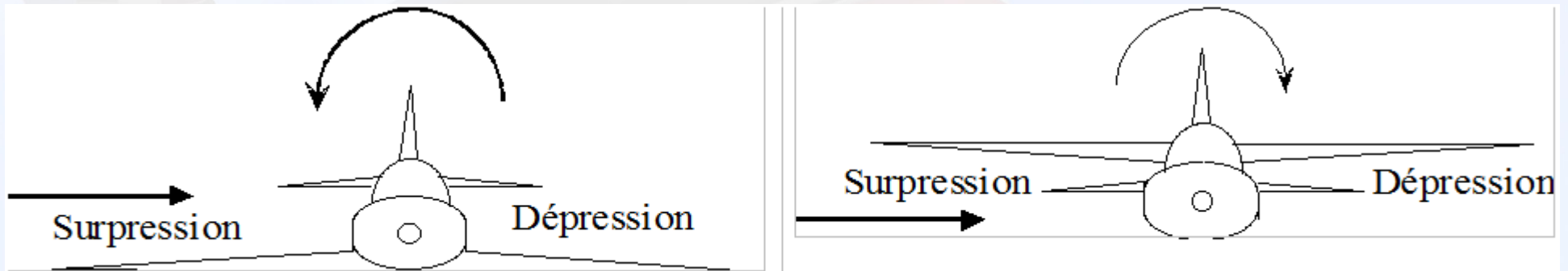
• Cela engendre une différence de portance entre les ailes et donc du roulis.

• Le sens du roulis dépend du sens de la flèche.



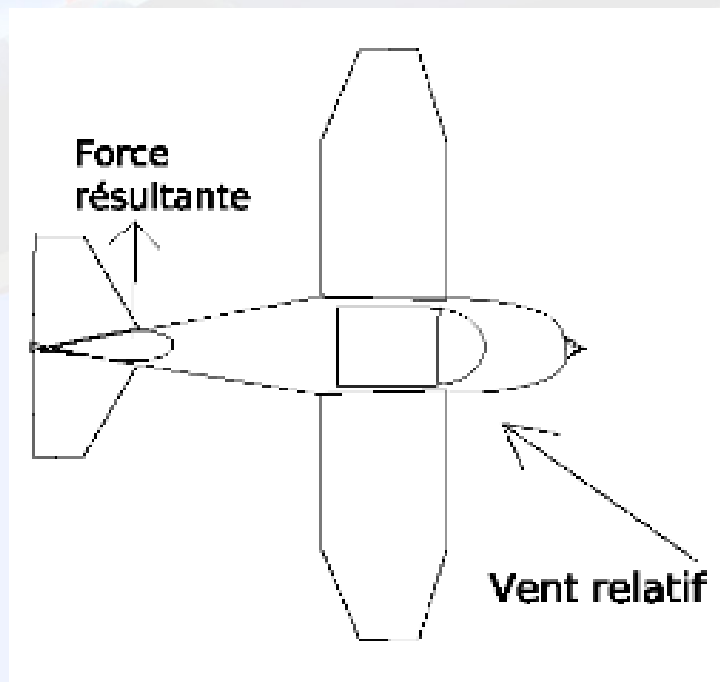
# III Stabilité d'un aéronef

- Influence de la position de l'aile :
- En cas de dérapage, le fuselage masque une aile et crée une surpression.
- Il en résulte un roulis dont le sens dépend de la position de l'aile par rapport au fuselage.



# III Stabilité d'un aéronef

- Effet de dérive :
- Un dérapage entraîne une "portance" horizontale sur la dérive.
- L'effet de cette force est de réduire le dérapage.
- Un effet de roulis s'ajoute avec une importance dépendant de la taille de la dérive.



# III Stabilité d'un aéronef

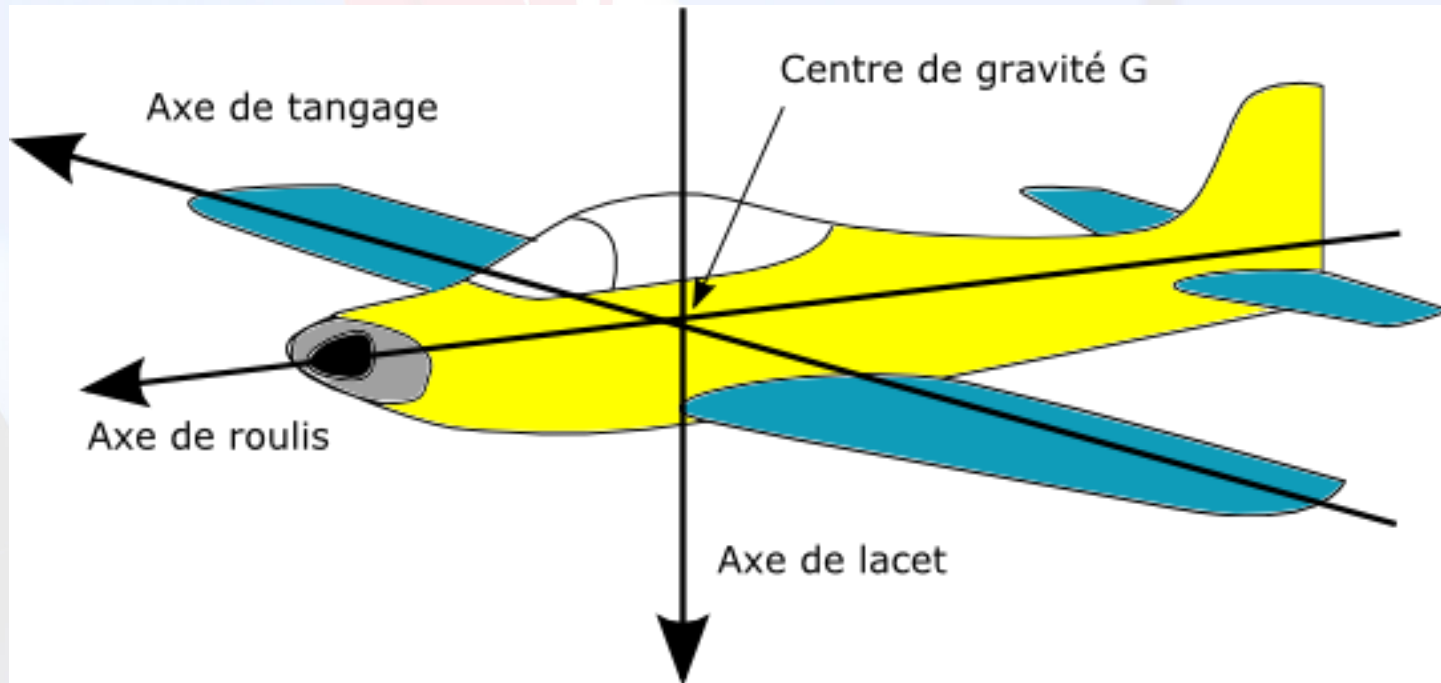
• Tous ces effets interagissent et pour assurer la stabilité latérale d'un avion, il faut faire des études complexes de stabilité en soufflerie.

• En général on associe la forme, la position et le dièdre de la manière suivante :



# IV Contrôle de la trajectoire

## IV.1 Les axes de la mécanique du vol :



# IV Contrôle de la trajectoire

## IV.2 Les angles de la mécanique du vol :

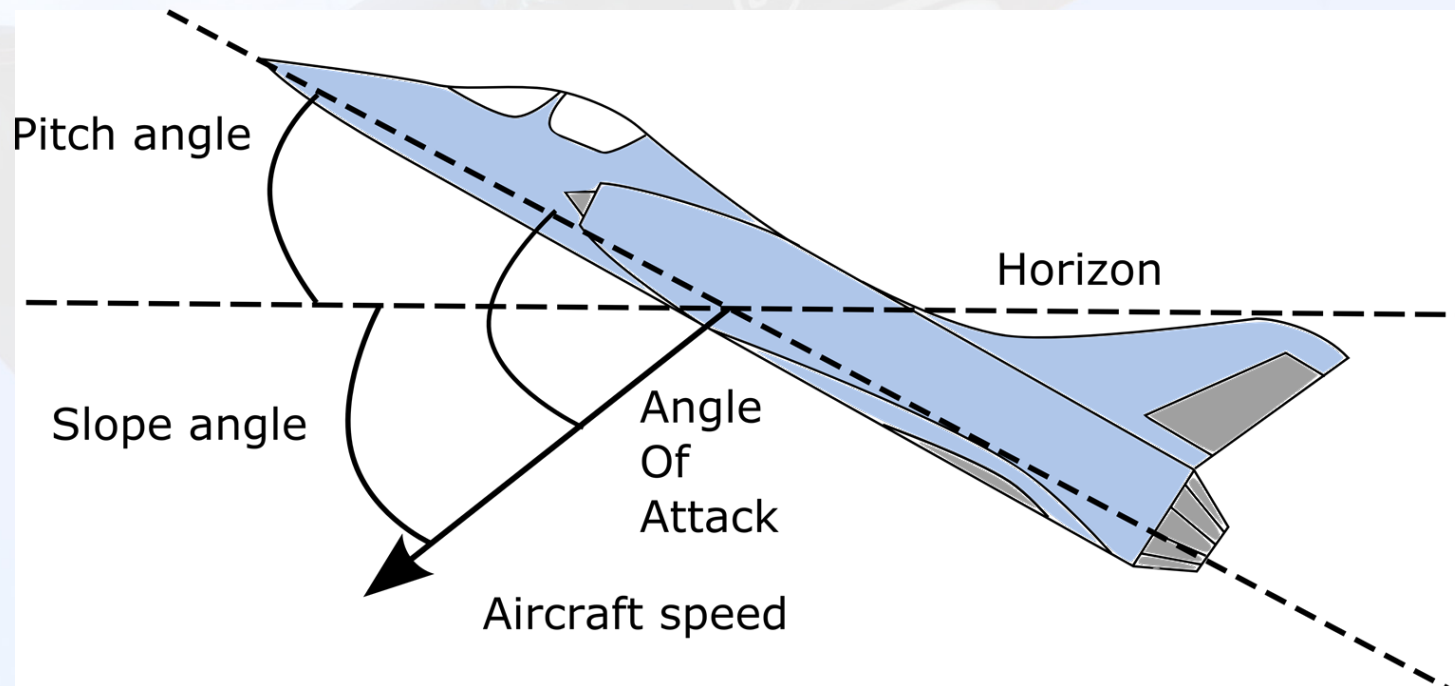
•Selon l'axe de tangage, on distingue :

•**L'assiette** : entre l'horizon et la ligne de foi (indiquée par l'horizon artificiel).  $>0$  à cabrer et  $<0$  à piquer.

•**La pente** : entre l'horizon et la vitesse.  $>0$  en montée et  $<0$  en descente.

•**L'incidence** : entre l'aligne de foi et la vitesse.  $>0$  si le nez est au dessus de la vitesse et  $<0$  si le nez est sous la vitesse.

$$\text{Assiette} = \text{pente} + \text{incidence}$$

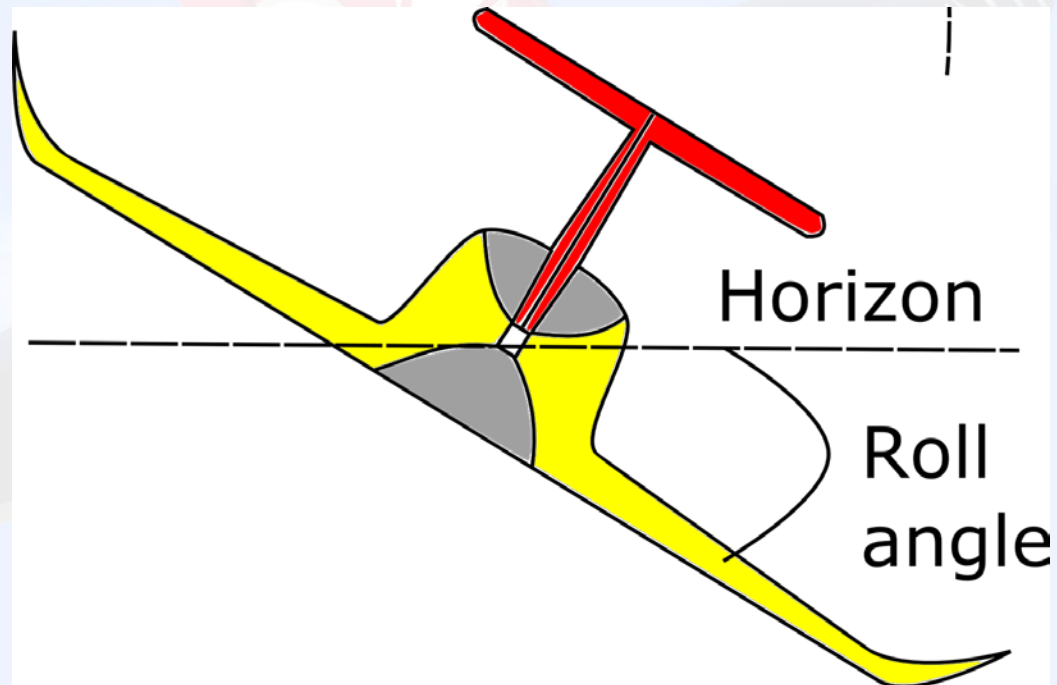




# IV Contrôle de la trajectoire

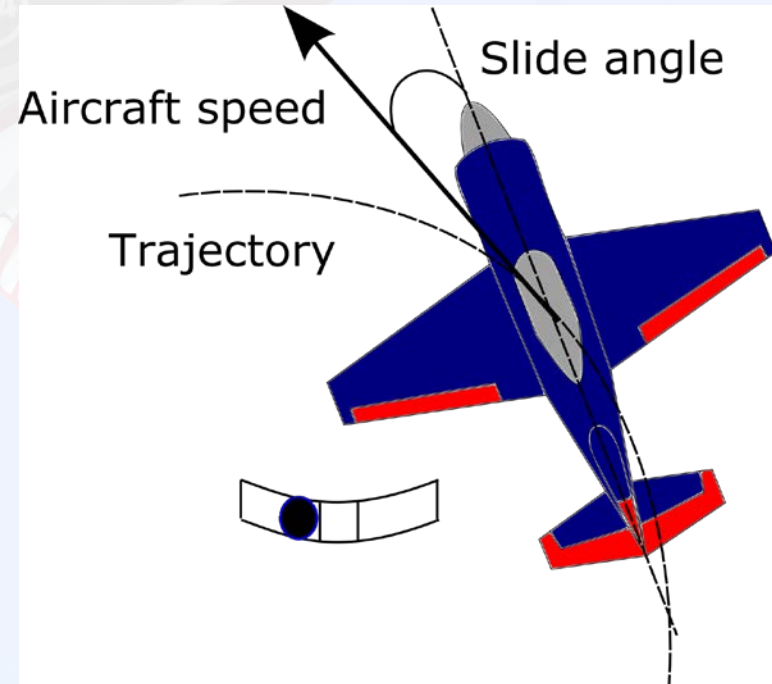
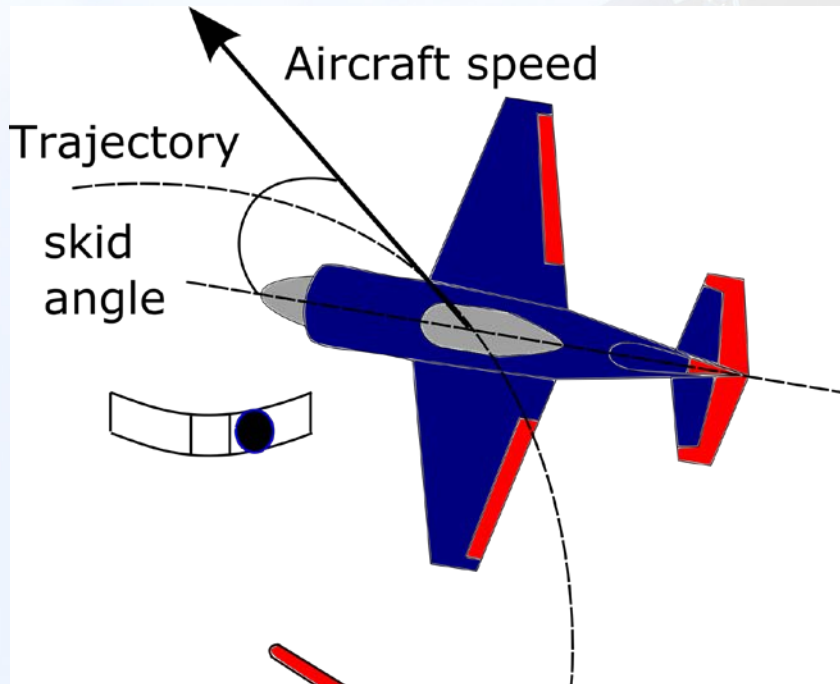
•Selon l'axe de roulis :

l'angle entre l'horizon et le plan des ailes est appelé **angle de roulis ou inclinaison**.



# IV Contrôle de la trajectoire

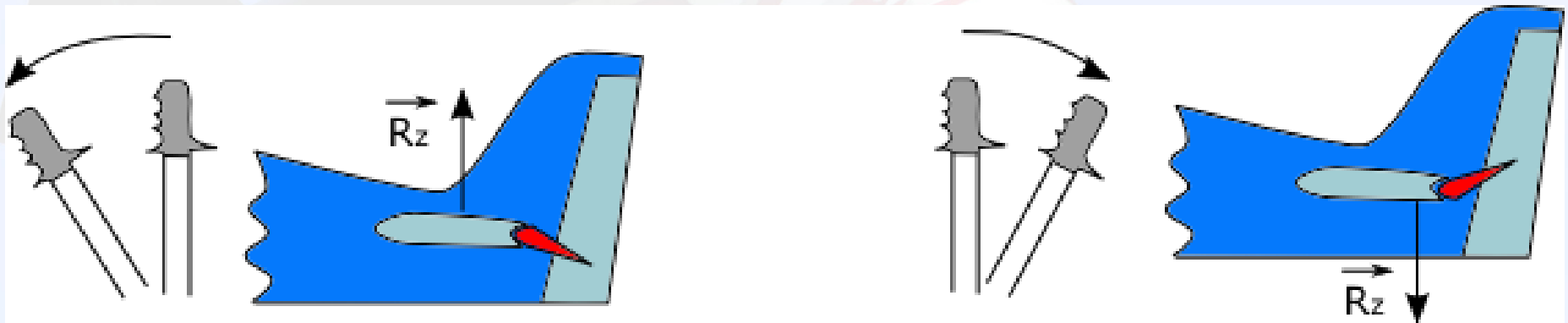
- Selon l'axe de lacet :
- L'angle entre la ligne de foi de l'avion et la vitesse est appelé **angle de dérapage**.
- $>0$  si le nez est à gauche de la trajectoire et  $<0$  si le nez est à droite.
- En virage, lorsque le nez est à l'intérieur de la trajectoire on parle de **dérapiage** et lorsqu'il est à l'extérieur on parle de **glissade**.



# IV Contrôle de la trajectoire

## IV.3 Le contrôle en tangage :

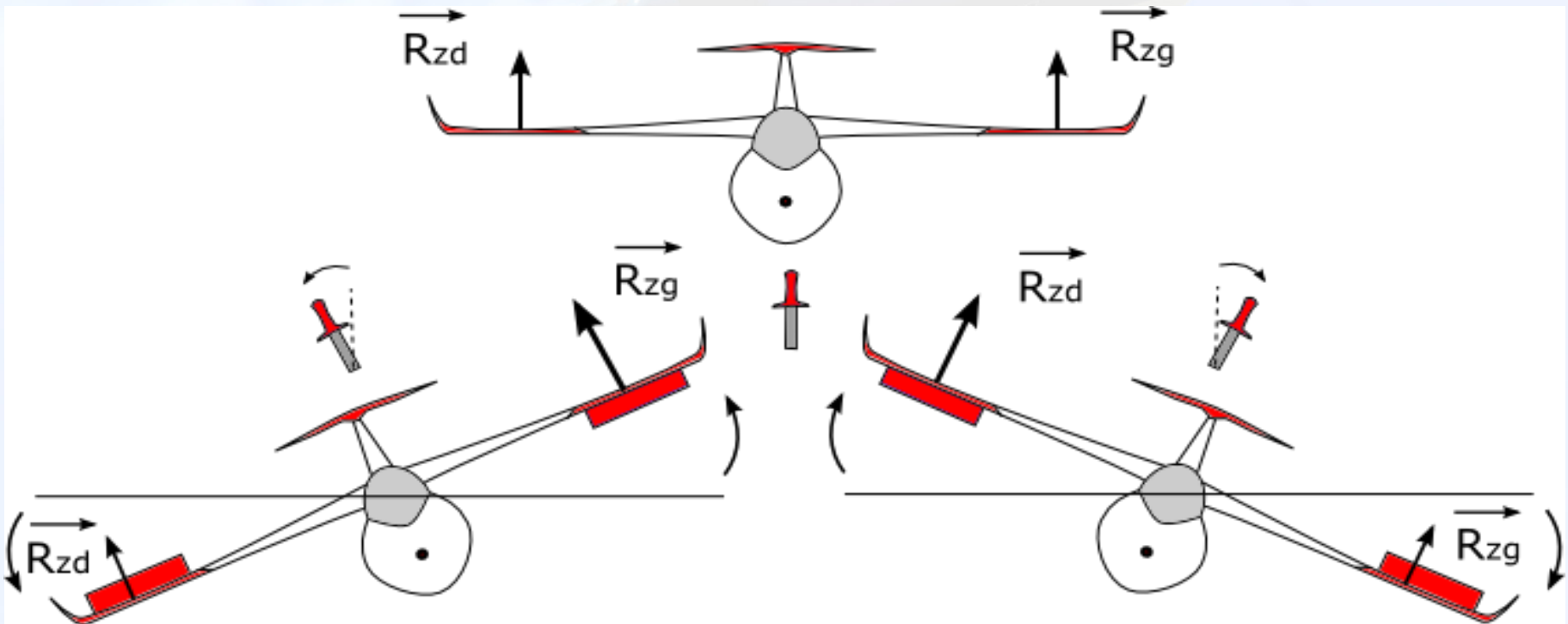
- Se fait à l'aide de la **commande de profondeur** (manche).
- Les gouvernes correspondantes sont les **élevateurs** (empennage horizontal). Ils sont actionnés de façon symétrique.
- Une poussée sur le manche entraîne un braquage vers le bas des élevateurs et augmente la portance de l'empennage. La queue de l'avion monte  $\Rightarrow$  le nez descend et l'avion aussi.
- Un braquage vers le haut entraîne l'effet inverse.



# IV Contrôle de la trajectoire

## IV.4 Le contrôle en roulis :

- Il se fait à l'aide de la commande de **gauchissement** (manche).
- Les gouvernes sont les **ailerons**. Ils sont actionnés de manière **opposée**.
- Un braquage du manche vers la gauche entraîne la montée de l'aileron gauche et la descente de l'aileron droit. La portance de l'aile gauche diminue et celle de l'aile droite augmente. L'avion s'incline à gauche.



# IV Contrôle de la trajectoire

- Lorsque l'on donne du roulis dans un sens, l'avion part en virage dans ce sens.
- L'aile extérieure est accélérée par rapport à l'aile intérieure :
- Sa portance augmente  $\Rightarrow$  l'inclinaison a tendance à augmenter seule
- Sa traînée augmente  $\Rightarrow$  l'avion part en lacet dans le sens opposé au roulis.
- L'aileron baissé sur l'aile extérieure au virage génère plus de traînée que l'aileron levé sur l'aile intérieure et amplifie le lacet inverse.

**L'effet inverse du roulis est le lacet inverse.**

# IV Contrôle de la trajectoire

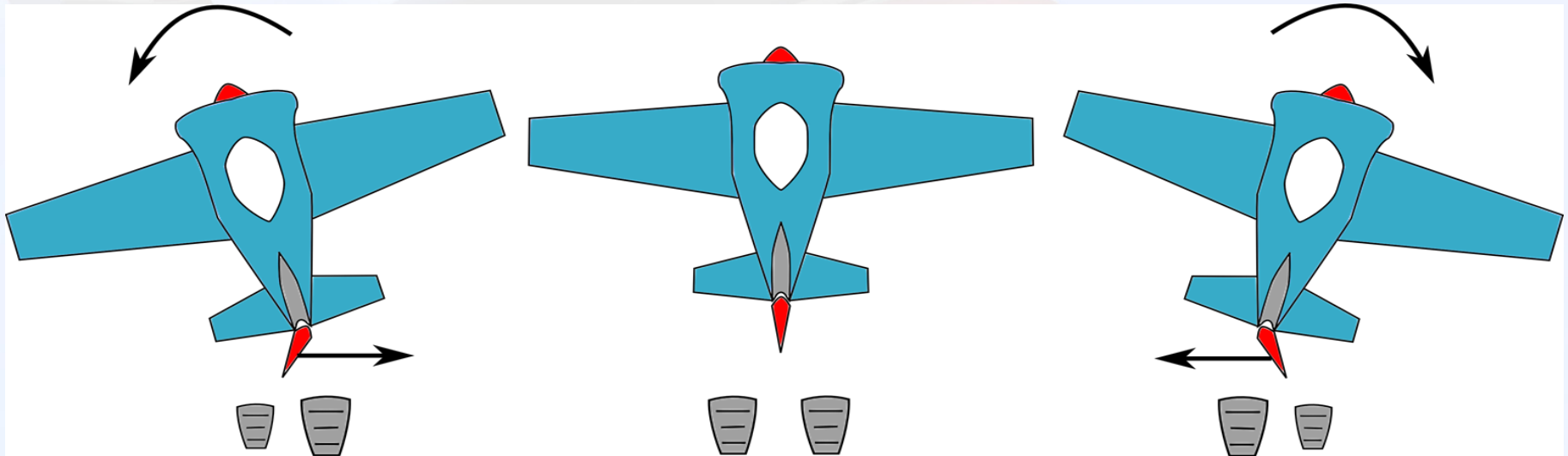
## IV.5 Le contrôle en lacet :

• Il se fait à l'aide du **palonnier**.

• La surface de contrôle correspondante est la **gouverne de direction**.

• Une poussée sur la pédale de gauche entraîne le braquage de la gouverne de direction vers la gauche. La force aérodynamique induite entraîne la rotation du nez vers la gauche.

• Une poussée dans le sens contraire entraîne l'effet inverse.



# IV Contrôle de la trajectoire

- Lorsque l'avion part en lacet, l'aile extérieure accélère
- Sa portance augmente  $\Rightarrow$  l'avion part en roulis dans le même sens que le lacet.

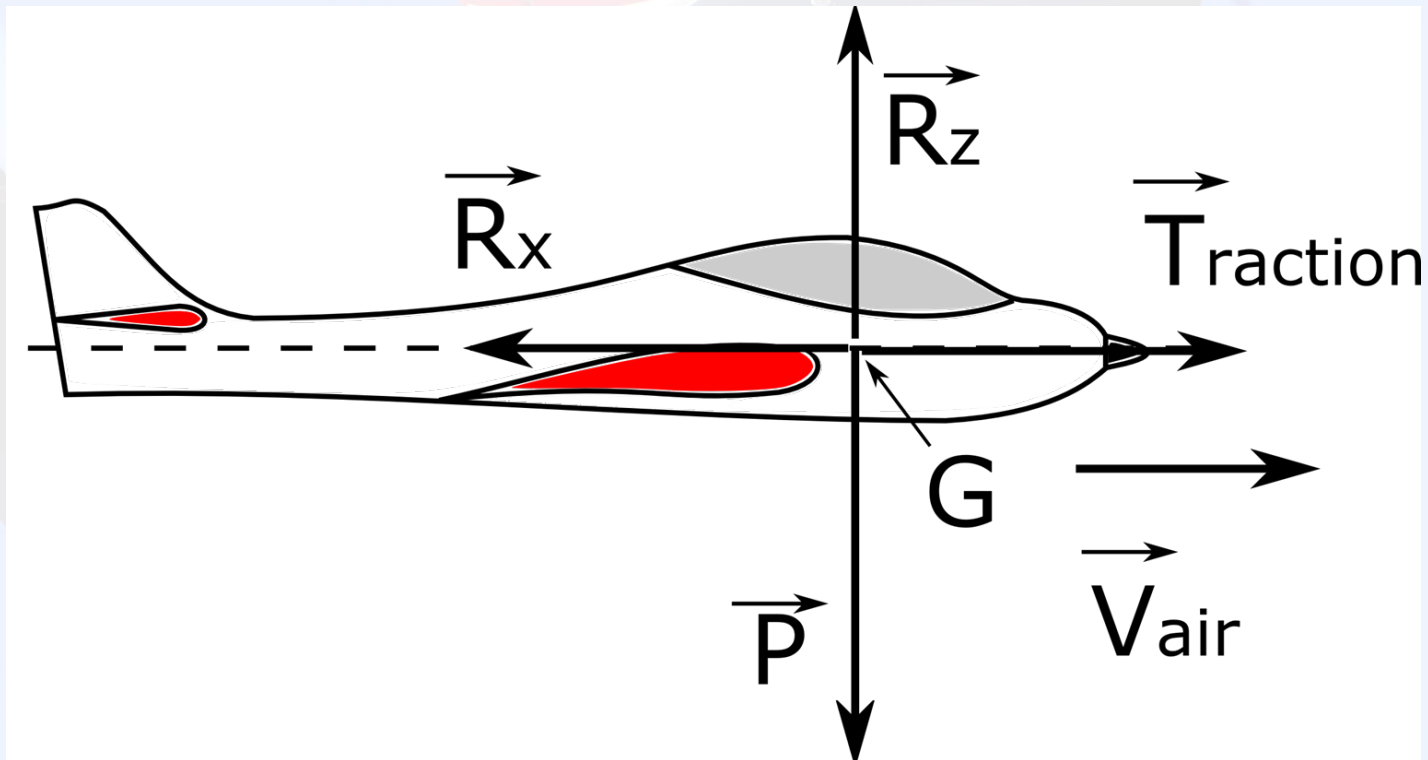
**L'effet secondaire du lacet est le roulis induit.**



# V Étude de différentes phases de vol

## V.1 Les forces de la mécanique du vol :

- Les 4 forces principales sont :
- La portance  $R_z$  (perpendiculaire  $V_{air}$ )
- La traînée  $R_x$  (opposée  $V_{air}$ )
- La traction  $T$  (ou la poussée)
- Le poids  $P$  (vertical vers le bas)



# V Étude de différentes phases de vol

## V.2 Le vol rectiligne en palier :

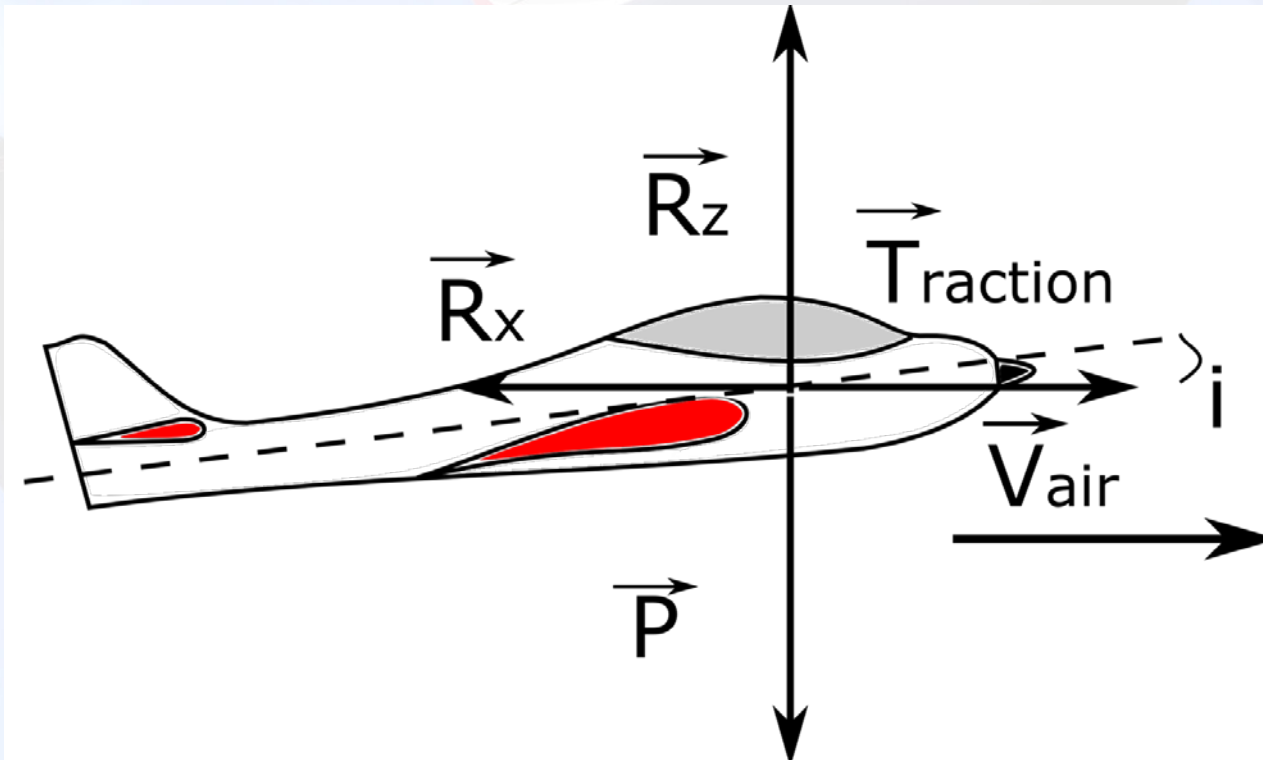
• Pour un vol rectiligne en palier à vitesse constante il faut que :

• La portance équilibre le poids :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z = m \cdot g$$

• La traction équilibre la traînée :

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_x = T$$



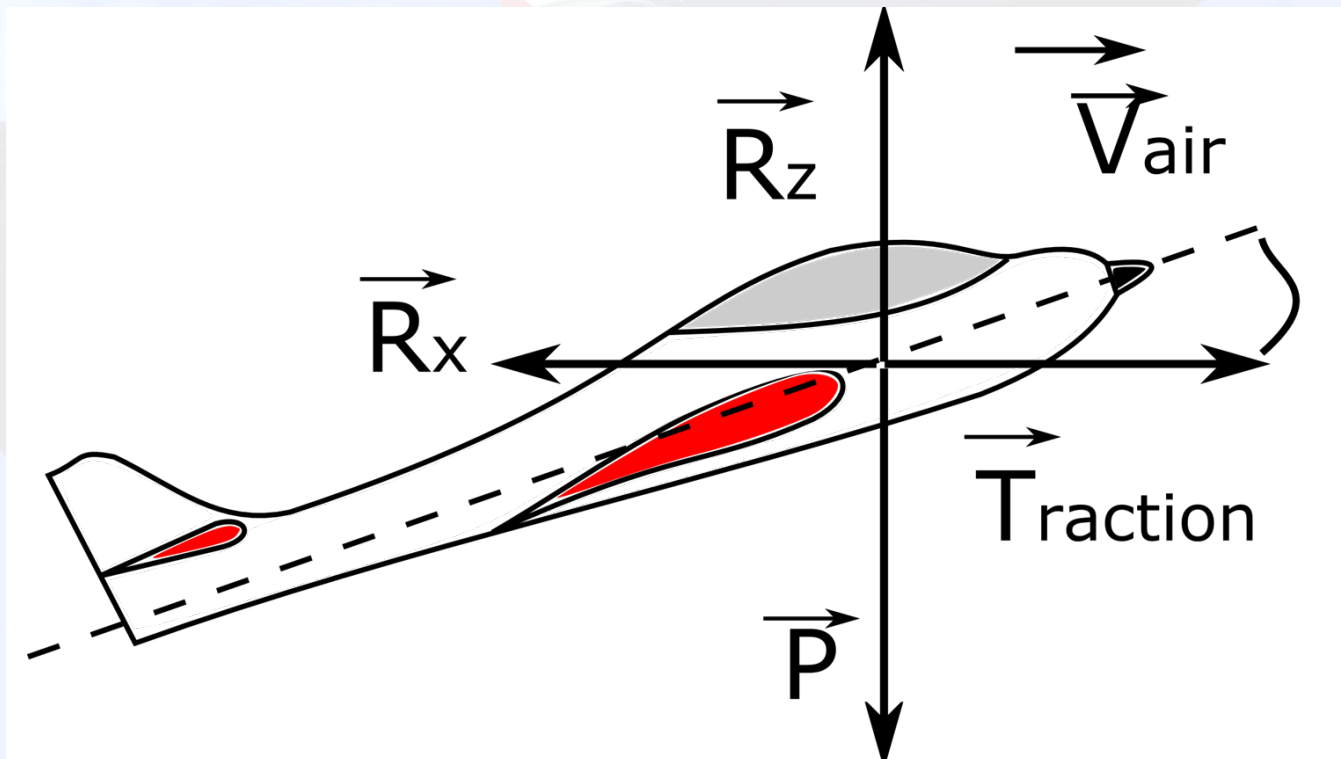
# V Étude de différentes phases de vol

• Pour une traction donnée il existe 2 régimes de vol en palier :

• À faible incidence et grande vitesse.

• À forte incidence et faible vitesse (schéma).

Ce deuxième régime est très dangereux, surtout au décollage, car très près du décrochage.



# V Étude de différentes phases de vol

## V.3 Le vol rectiligne en montée :

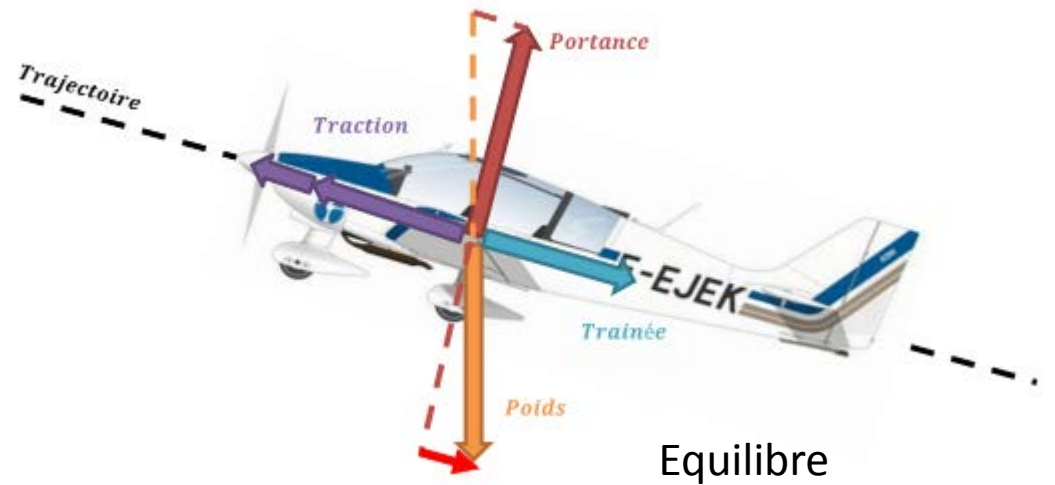
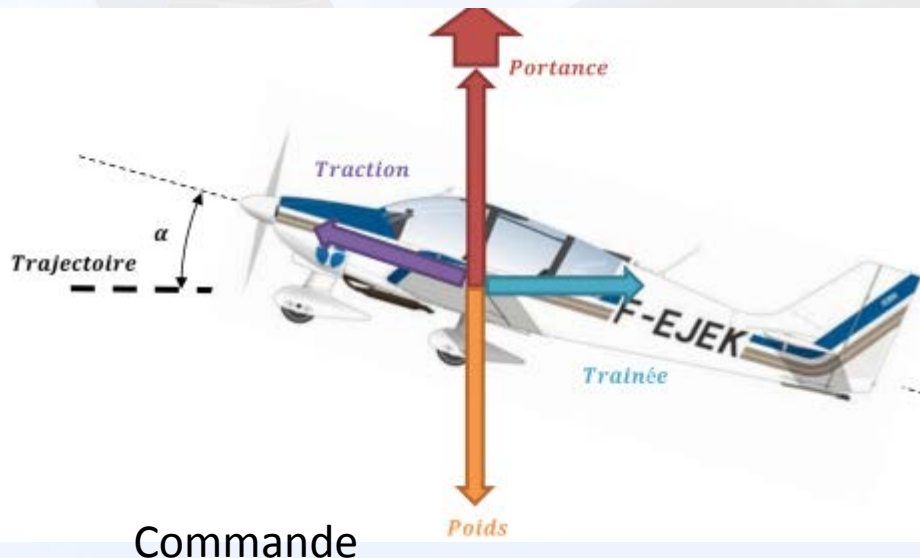
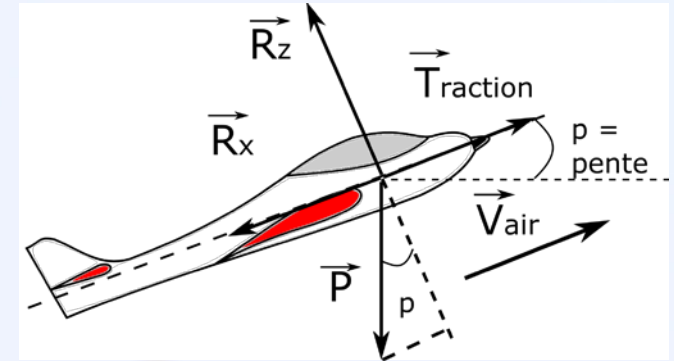
• Pour un vol rectiligne en montée à vitesse constante il faut que :

• La portance équilibre la projection du poids dans la direction de la portance :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z = m \cdot g \cdot \cos(p)$$

• La traction équilibre la traînée et la projection du poids dans la direction de la traînée :

$$R_x + m \cdot g \cdot \sin(p) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_x + m \cdot g \cdot \sin(p) = T$$



# V Étude de différentes phases de vol

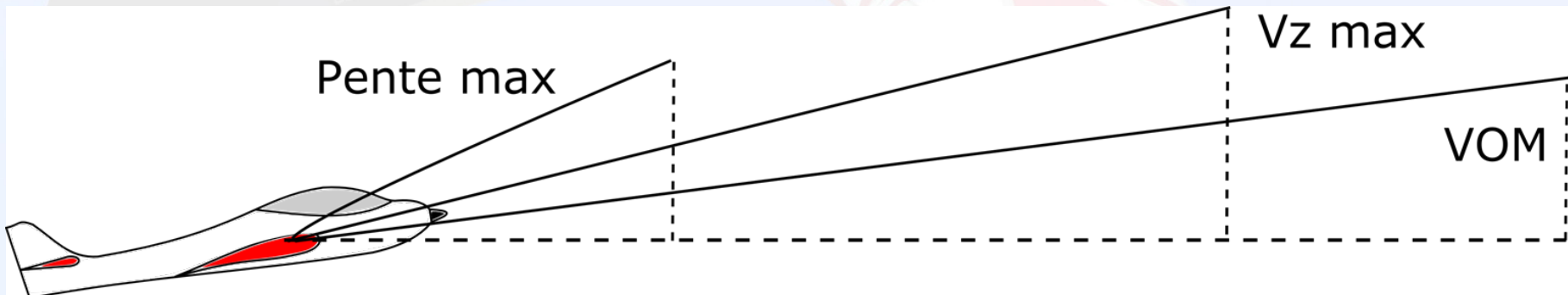
• Les différentes montées :

Pendant un temps donné,

• La montée à **pente max** permet de monter avec une forte pente (gain important d'altitude sur une petite distance horizontale).

• La montée à **Vz max** permet de gagner un maximum d'altitude.

• La montée à la **Vitesse Optimale de Montée** offre le meilleur compromis entre le gain d'altitude et la distance parcourue.



# V Étude de différentes phases de vol

## V.3 Le vol rectiligne en descente :

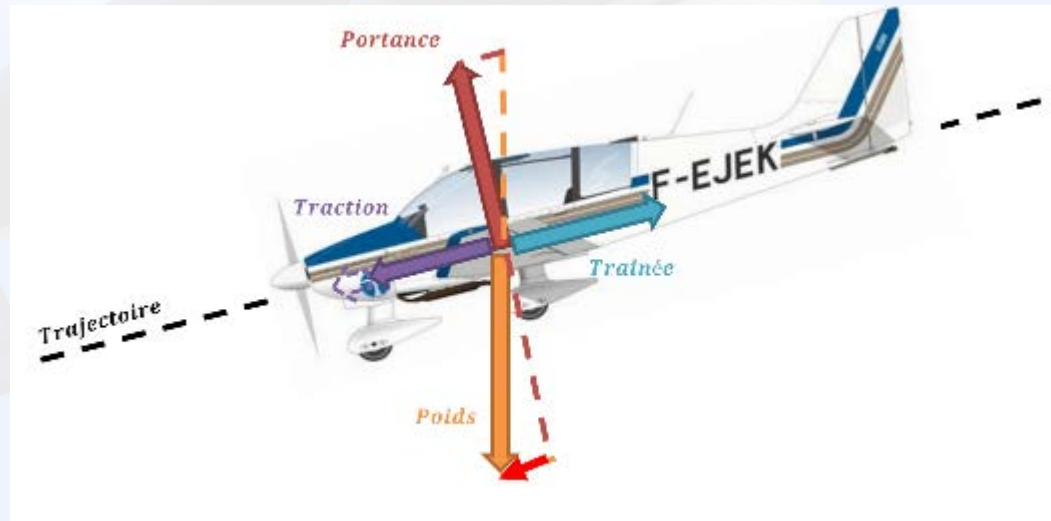
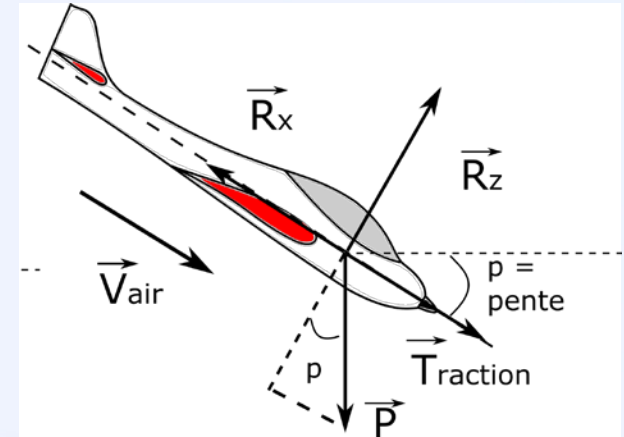
• Pour un vol rectiligne en descente à vitesse constante il faut que :

• La portance équilibre la projection du poids dans la direction de la portance :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z = m \cdot g \cdot \cos(p)$$

• La traction et la projection du poids dans la direction de la traînée équilibrent la traînée :

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_x = T + m \cdot g \cdot \sin(p)$$



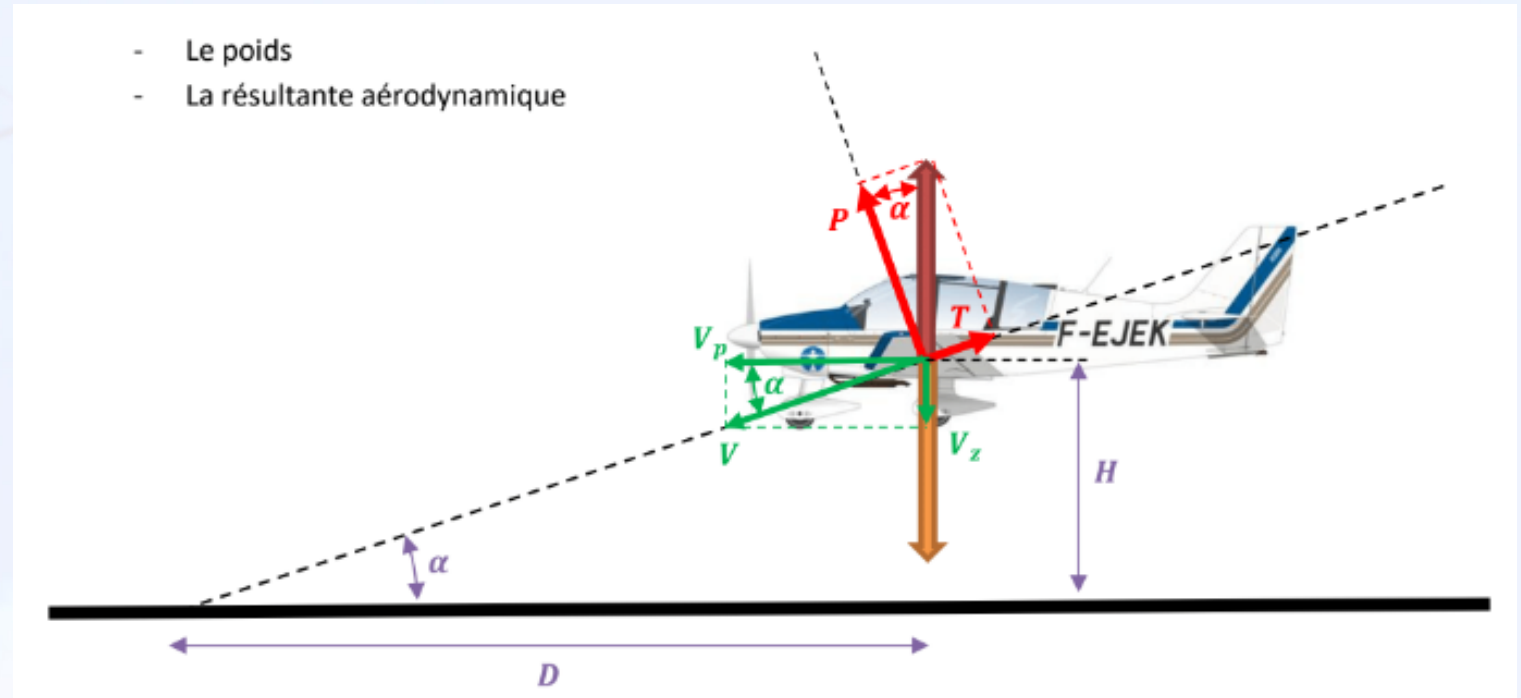
# V Étude de différentes phases de vol

## V.5 Le vol plané :

• En vol stabilisé :

•  $P = P \cdot \cos(\alpha)$

•  $T = P \cdot \sin(\alpha)$

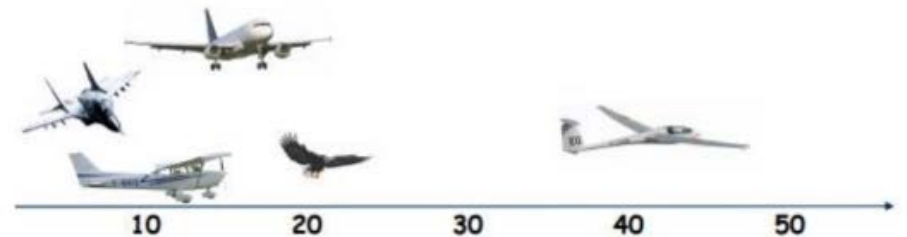


Ainsi, pour aller au plus loin, il suffit d'avoir  $\alpha$  le plus petit possible, autrement dit, il faut le plus grand rapport :

$$\tan \alpha = \frac{T}{P} = \frac{H}{D} = \frac{V_z}{V_p}$$

$$\frac{P}{T} = \frac{D}{H} = \frac{V_p}{V_z}$$

$$Finesse = \frac{\text{Portance}}{\text{Trainée}} = \frac{C_z}{C_x} = \frac{\text{Distance horizontale}}{\text{Distance verticale}} = \frac{\text{Vitesse horizontale}}{\text{Vitesse verticale}}$$





# V Étude de différentes phases de vol

## V.4 Le virage stabilisé en palier :

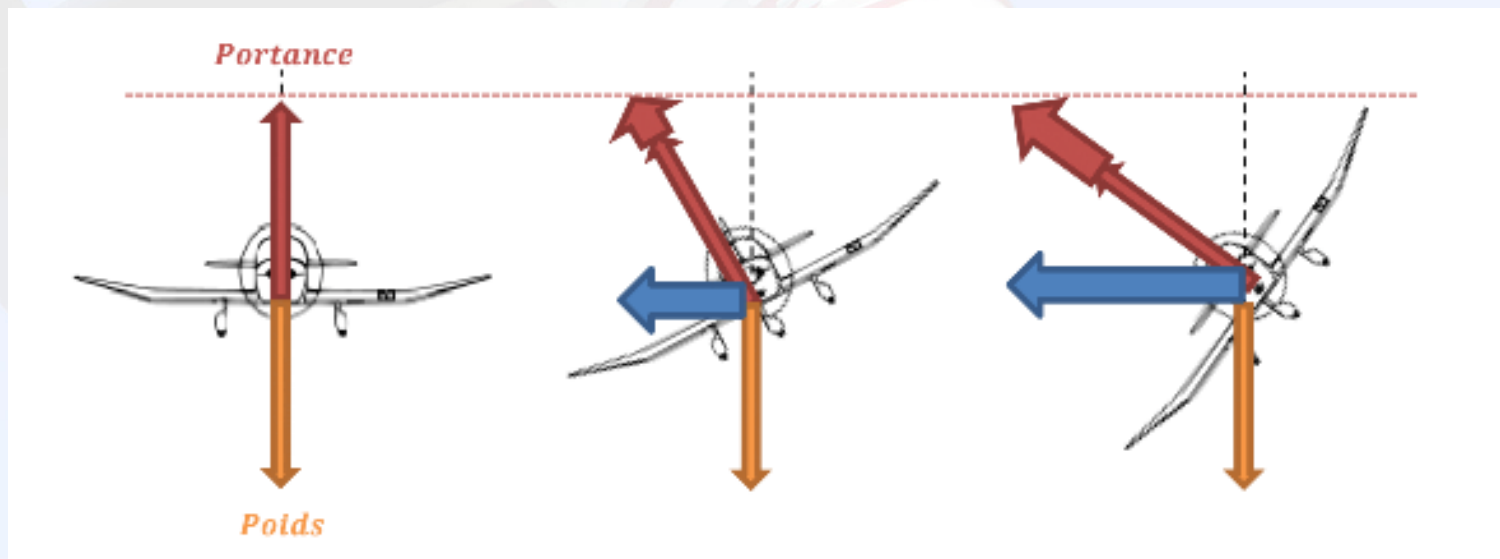
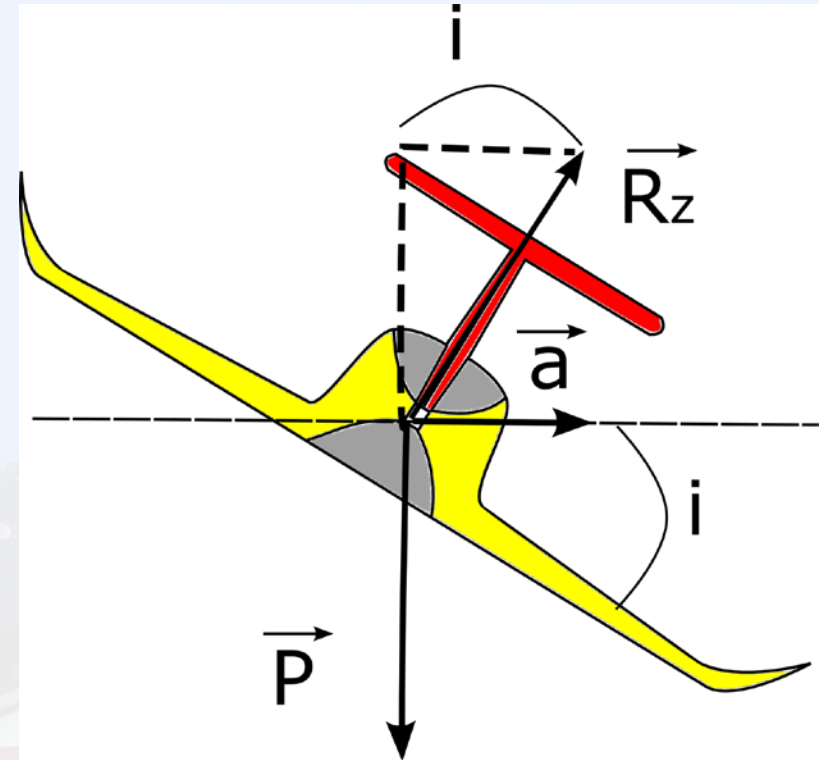
- Sur l'axe horizontal, la traction équilibre la traînée :

$$T = R_x$$

- Sur l'axe vertical, la projection de la portance, équilibre le poids :

$$R_z \cdot \cos(i) = P$$

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z \cdot \cos(i) = m \cdot g$$



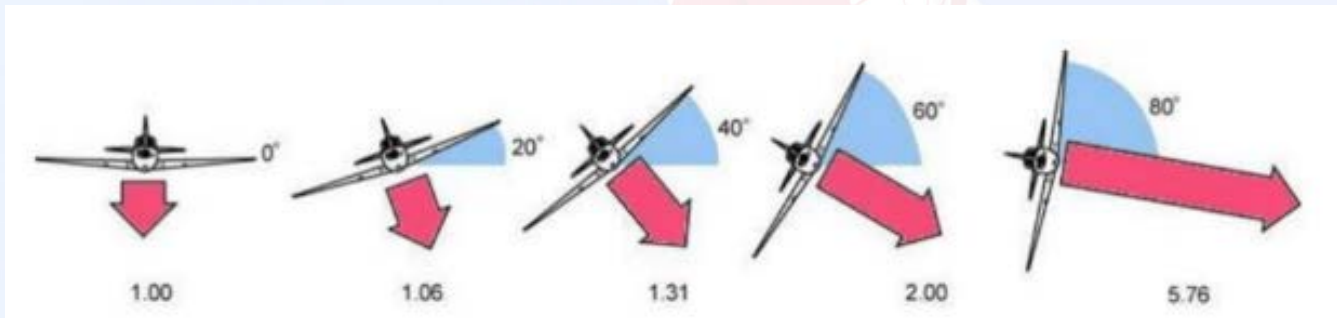
# V Étude de différentes phases de vol

• En virage il faut une portance supérieure :

$$R_z = \frac{m \cdot g}{\cos(i)}$$

• On définit le facteur de charge comme :

$$n = \frac{R_z}{m \cdot g} = \frac{1}{\cos(i)}$$



• La portance nécessaire est donc  $R_z = n \cdot m \cdot g$ , la vitesse de décrochage en virage s'en trouve augmentée :

• En palier :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z = m \cdot g \Rightarrow v = \sqrt{2 \frac{mg}{\rho S C_z}}$$

• En virage :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z = n \cdot m \cdot g \Rightarrow v = \sqrt{n} \sqrt{2 \frac{mg}{\rho S C_z}}$$

$\varphi$	30°	45°	60°
$V_s$	+10%	+20%	+40%

Phase	Vol lent		Attente
Vitesse	1,2V <sub>s</sub>	1,3V <sub>s</sub>	1,45V <sub>s</sub>
Angle maxi	10°	20°	37°

V<sub>s</sub> = 100 km/h, V = 130 km/h, Virage (60°) V<sub>s</sub> => 140 **km/h Decrochage (en virage)**

## A.I.6 Le facteur de charge

### A.I.6.a Définition

$$n = \text{Facteur de charge} = \frac{\text{Poids apparent (gravité + force d'inertie)}}{\text{Poids réel (gravité)}} = \frac{\text{Portance}}{\text{Poids}}$$

Pour un DR400 par exemple, il peut varier dans la plage  $[-1,9g; +3,8g]$ .

#### A.I.6.c.i Vol en palier ligne droite

En vol stabilisé en palier à altitude constante, le facteur de charge vaut 1.

L'avion subit une seule fois son poids.

#### A.I.6.c.ii Vol dos

En vol dos, l'avion subit un facteur de charge de -1.

Bien que la structure puisse le supporter, il faut des avions capables d'être manœuvrés facilement du vol en palier au vol dos, et il est nécessaire que les fluides et l'essence dans l'avion soient toujours exploitables (huile moteur, essence) lorsque l'avion est à l'envers...

#### A.I.6.c.iii Ressource

Lors de variations brusques d'assiette, les facteurs de charges observés peuvent être élevés.

On prend souvent l'exemple du pilote qui passe au-dessus de sa maison pour impressionner, et qui finit par s'écraser sur celle-ci...

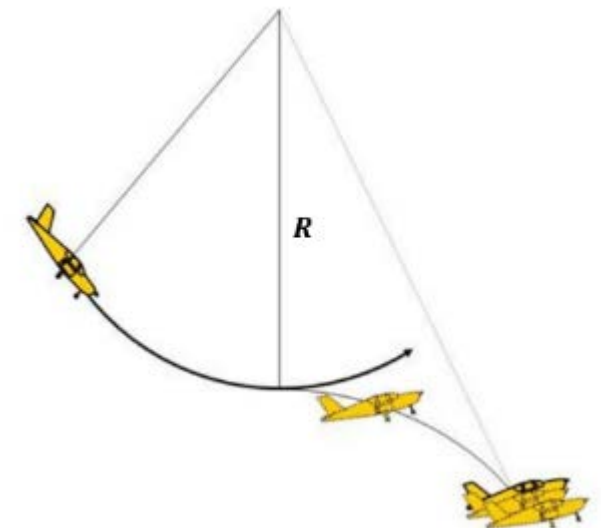
**Tirer sur le manche augmente le facteur de charge !**

Le facteur de charge en ressource vaut :

$$n = 1 + \frac{V^2}{Rg}$$

Avec :

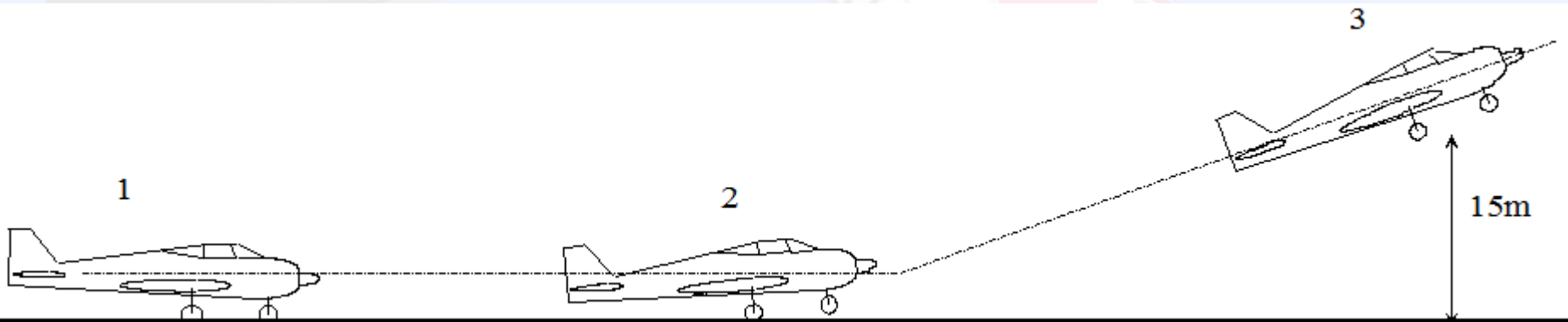
- $V$  la vitesse de l'avion
- $R$  le rayon de la ressource
- $g$  l'accélération de la pesanteur



# V Étude de différentes phases de vol

## V.6 Le décollage :

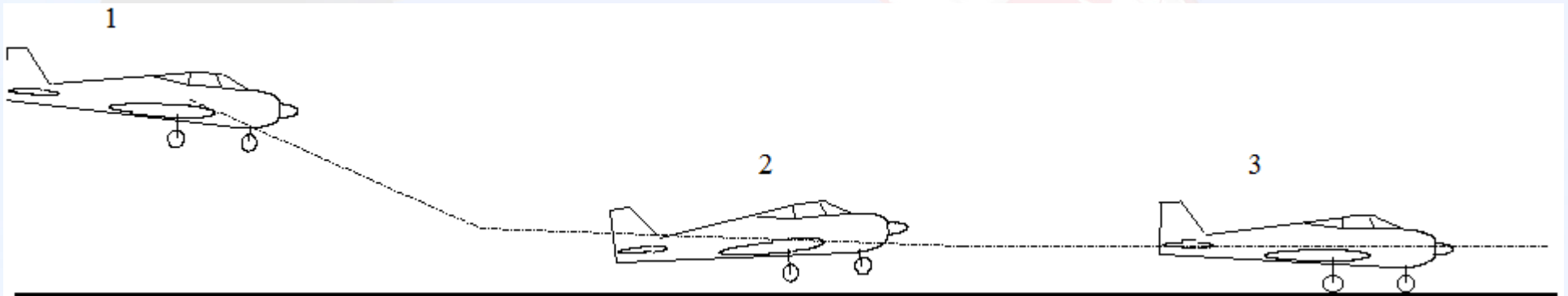
- le roulement (1) : l'avion accélère afin d'atteindre la vitesse de rotation. Les volets diminuent la vitesse de décollage mais diminuent l'accélération . En général on utilise un seul cran de volet.
- la rotation (2) : on effectue la rotation pour placer l'avion à l'assiette de montée. Cela augmente la portance par augmentation d'incidence. Il faut s'assurer d'avoir une vitesse suffisante.
- l'envol (3) : l'avion quitte le sol mais il faut continuer à accélérer pour assurer la prise d'altitude. Le décollage se termine au passage à la hauteur de 15 m par rapport au sol.



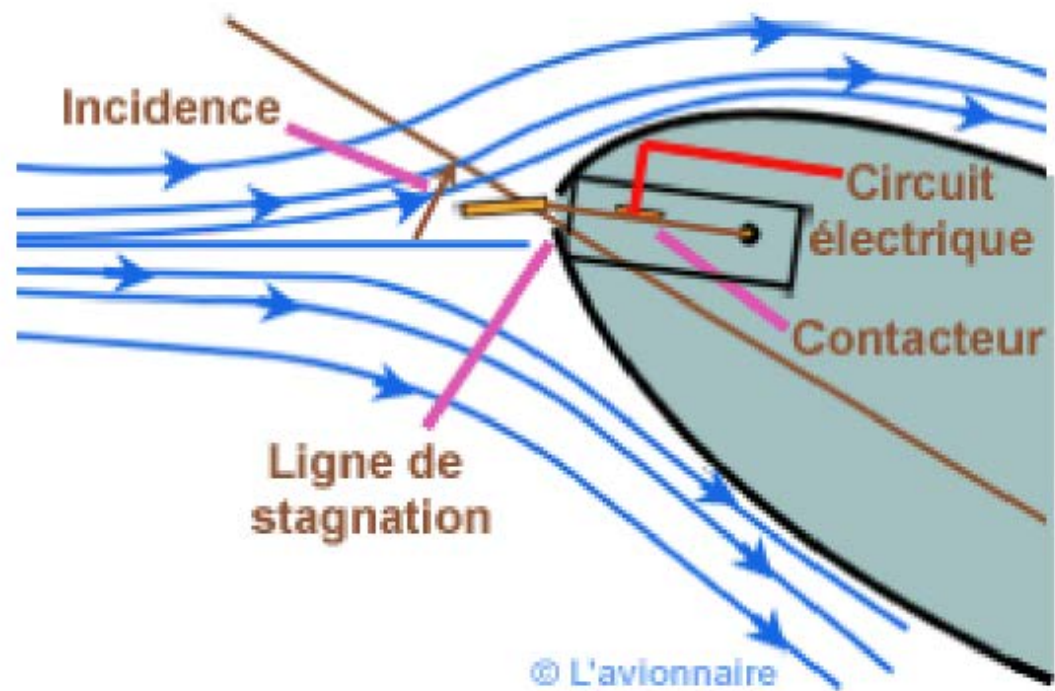
# V Étude de différentes phases de vol

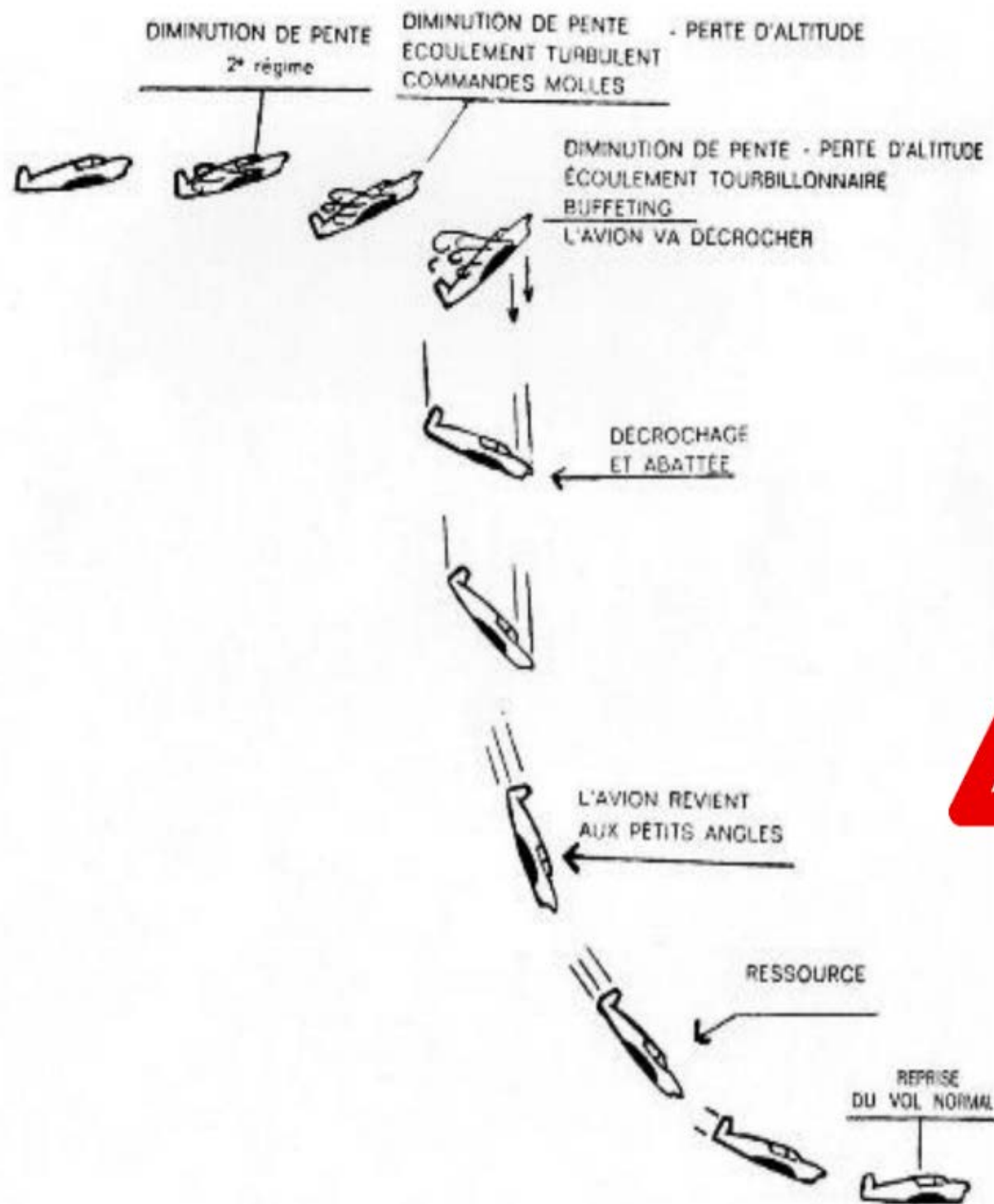
## V.7 L'atterrissage :

- la finale (1) : descente sur une pente stabilisée avec une vitesse constante. Par vent faible ou nul, le pilote sort les pleins volets et les becs afin de réduire la vitesse d'approche.
- l'arrondi (2) : près du sol le pilote réduit la pente afin de tangenter le sol.
- la décélération (3) : il faut perdre sa vitesse sur la piste. Il faut rester vigilant pendant toute la décélération. Un freinage mal dosé peut entraîner un cheval de bois, un pylône ou une sortie de piste.



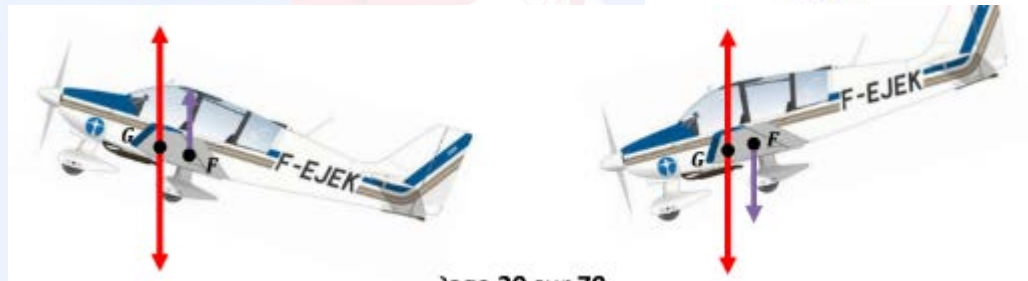




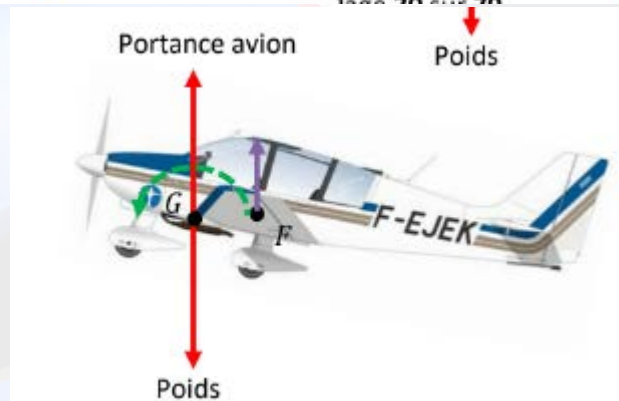




# Stabilité longitudinale – Marge statique



Foyer : point d'application des variations de portance



Stabilité



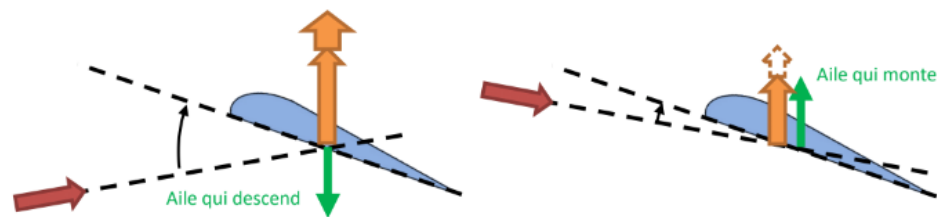
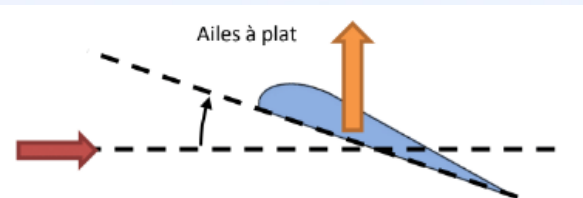
Marge statique

## A.1.3.b Roulis

# Stabilité de Roulis et Lacet

## A.1.3.c Lacet

### A.1.3.b.i Stabilité en roulis – Stabilité latérale



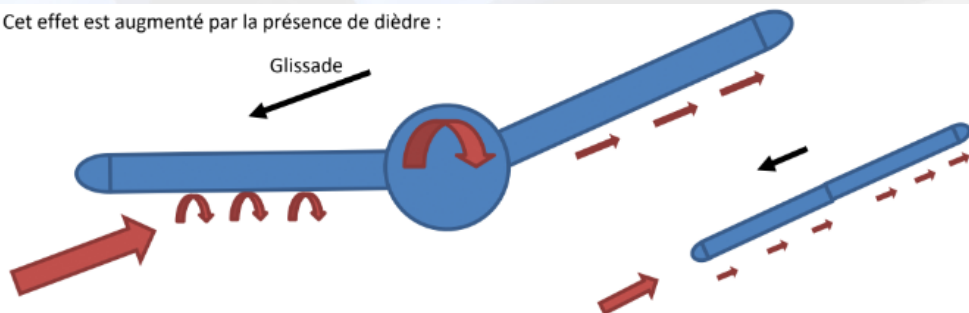
#### • Retour en position d'équilibre

L'avion étant incliné, le poids possède une composante dans le plan des ailes, ce qui génère une glissade. L'aile du côté de la glissade reçoit plus de vent que l'aile de l'autre côté, ce qui génère un couple qui tend à redresser l'avion.

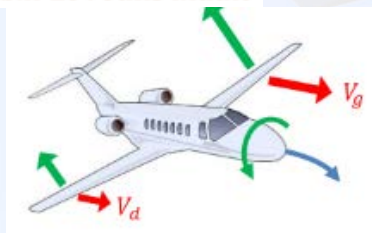
#### • Remarque

Les effets de roulis induisent un effet en lacet qui participe aussi à la stabilité latérale. La présence d'une glissade induit une rotation en lacet (la force du vent sur la dérive tend à faire tourner l'avion pour le faire tourner du côté du vent issu de la glissade comme une girouette). Cela tend à faire tourner l'avion pour le remettre face au vent et limiter la glissade ☺

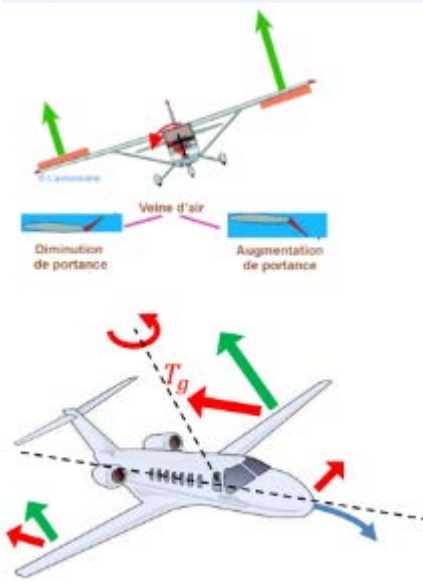
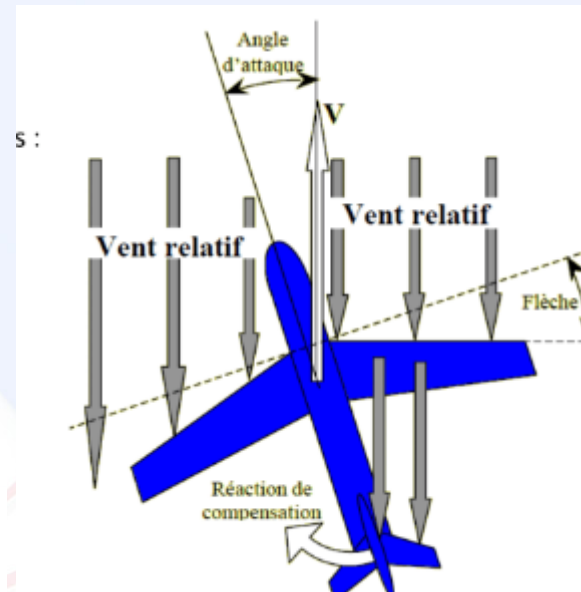
Cet effet est augmenté par la présence de dièdre :



### A.1.3.b.ii Le roulis induit



### A.1.3.c.i Stabilité en lacet – Stabilité de route



Sans stabilité en Lacet, l'avion ne se mettrait pas dans le lit du vent.



# Décollage – Atterrissage – Gradient de vent

Rappelons les formules de portance et trainée vues précédemment :

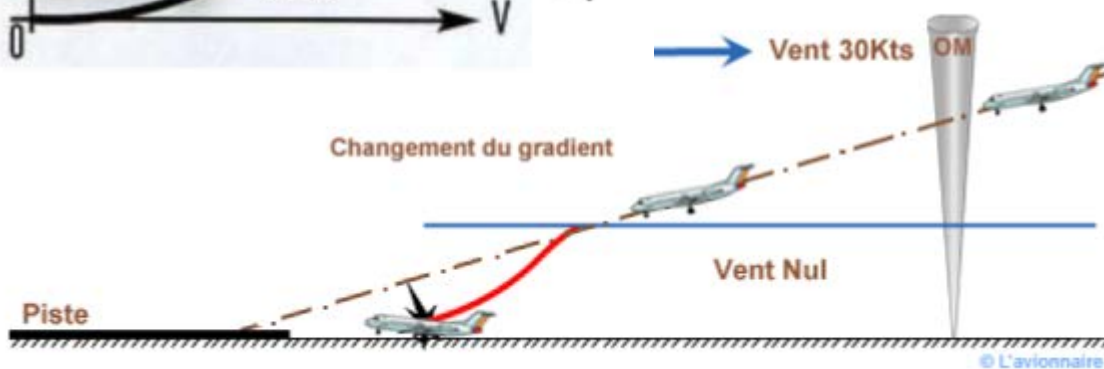
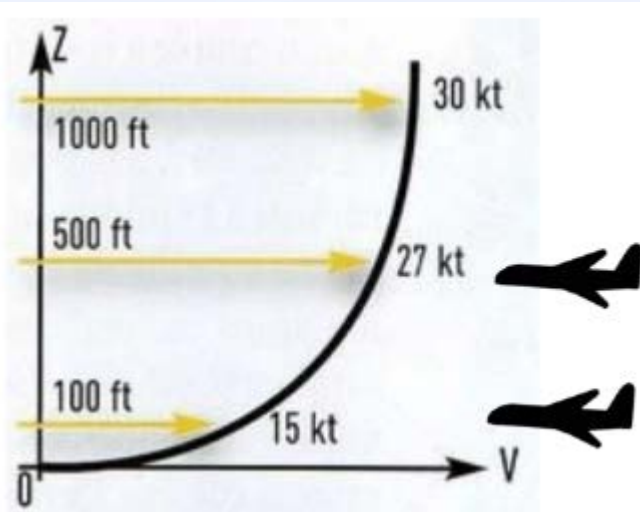
$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x(\alpha) \quad ; \quad P = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z(\alpha)$$

La masse volumique  $\rho$  :

- Diminue lorsque la température augmente
- Diminue lorsque la pression diminue

## A.I.4.d.ii Effets du vent

### • Le gradient de vent



100 kt/air  
100 kt/sol



100 kt/air  
120 kt/sol



De ce fait, distance de décollage et d'atterrissage sont plus importantes lorsqu'il fait chaud et que la pression est faible.



$$\text{Si } V_v > 10\text{kt}, K_{ve} = \frac{V_v - 10}{2}$$