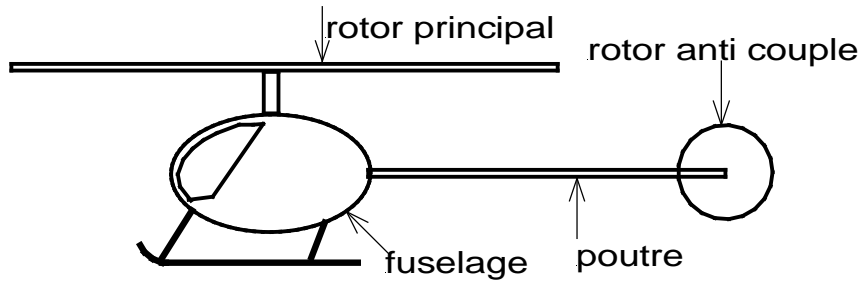


# THEORIE HELICOPTERE

Par HUBERT Gilles AGAMAERO

Contrairement à un avion ,l'hélicoptère n'a pas besoin de vitesse relative pour assurer sa sustentation ,celle-ci étant produite par le rotor principal .

## Constitution d'un hélicoptère .

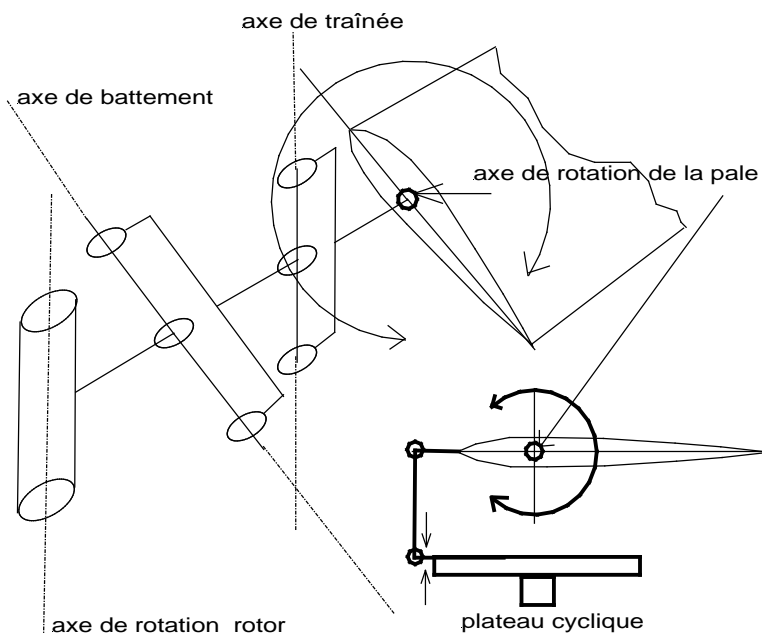


## Etude du rotor principal .

Le rotor principal est constitué de 2 ou plusieurs pales articulées suivant 3 axes

- Rotation
- Traînée
- Battement

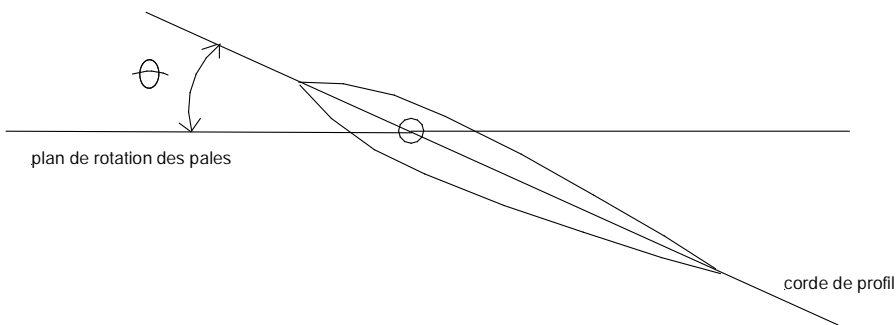
Elles sont reliées entre elles à leur pied à une tête (tête rotor) qui va permettre ces articulations .  
La tête rotor est prolongée par un axe (mât rotor) qui va entraîner le tout en rotation.



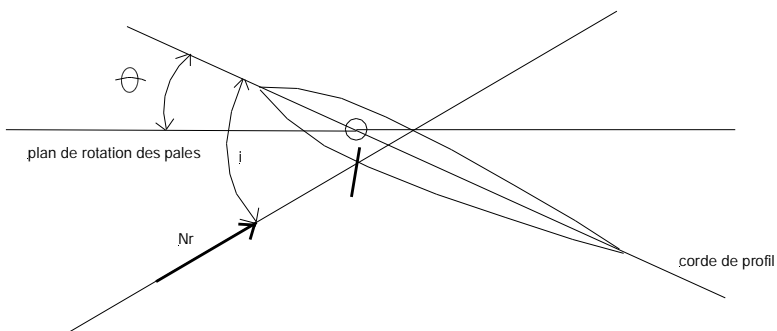
Pour nos modèles déduite , les articulations de traînée et de battement sont assurées par les "dampers" Manchons en élastomère insérés dans la tête rotor .

## Les angles

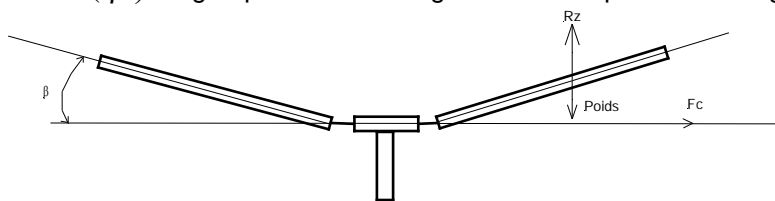
L'angle de pas : ( $\theta$ )



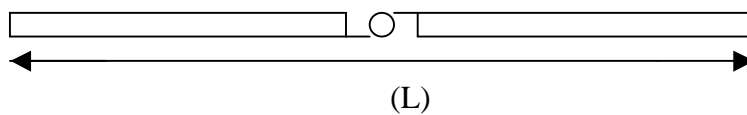
L'angle d'incidence: ( $i$ )



L'angle de cônicité ( $\beta$ ) angle que fait l'axe longitudinal de la pale avec l'angle d'inclinaison du rotor.



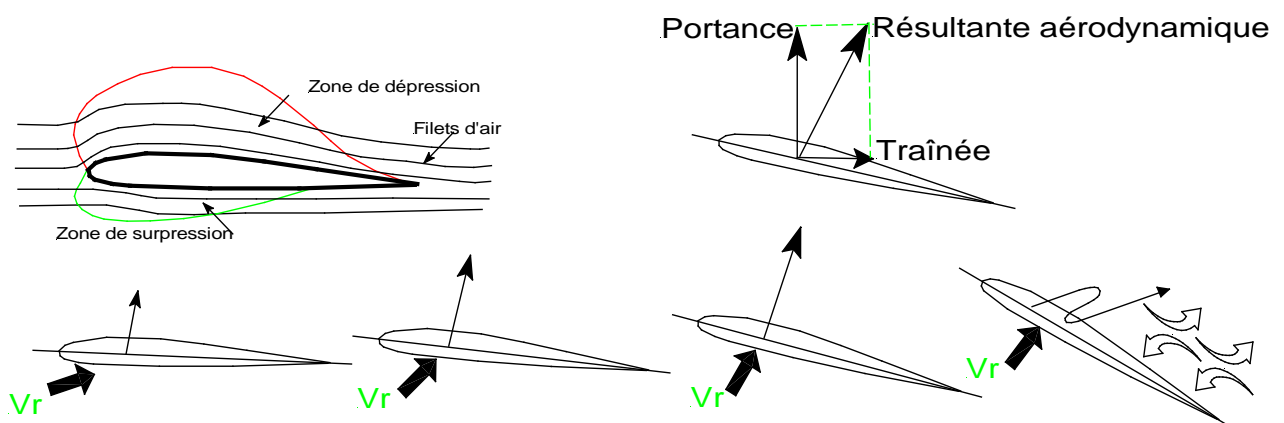
## Envergure



Allongement ( $\lambda$ ) =  $2b/S$  ou  $4b^2/L$

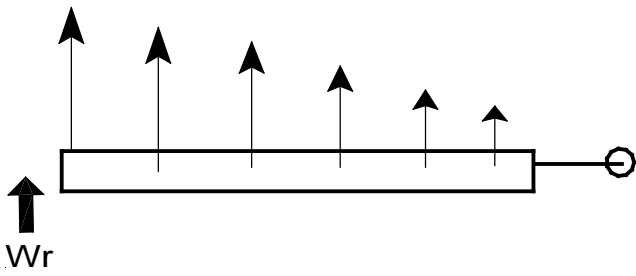
Vent relatif ( $V_r$ )

## Les forces sur les pales

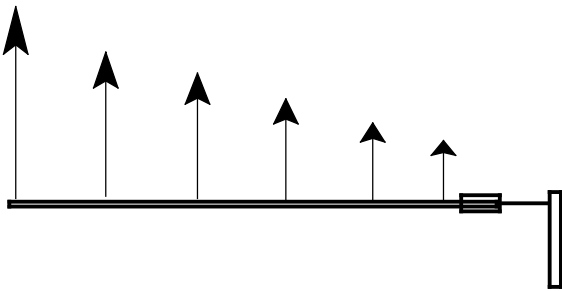


Plus l'incidence augmente, plus la portance augmente, jusqu'à une valeur limite où le profil décroche. A ce moment, la portance s'écroule et la traînée croît brutalement.

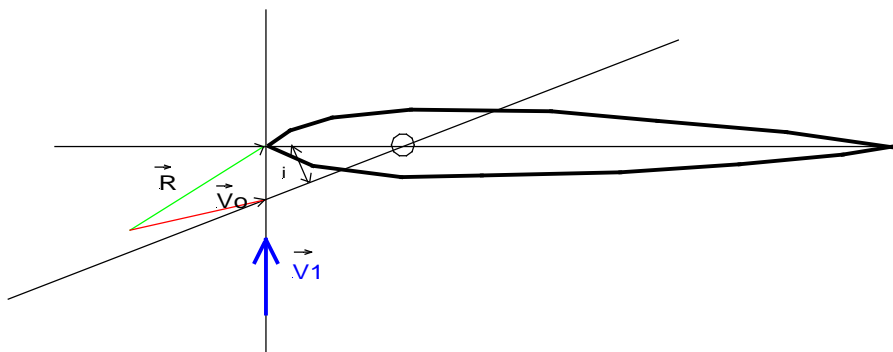
Vitesse et portance



La vitesse en chaque point de la pale augmente proportionnellement à l'éloignement de l'axe de rotation.



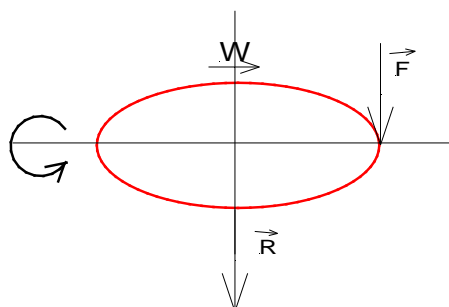
La portance croissant en fonction du carré de la vitesse, elle augmente de manière parabolique en s'éloignant de l'axe de rotation.



Vitesse induite ( $V_i$ ) =  $V_1 - V_0$  = vitesse communiquée à une molécule d'air lors de son passage au travers du disque rotor.

L'effet gyroscopique

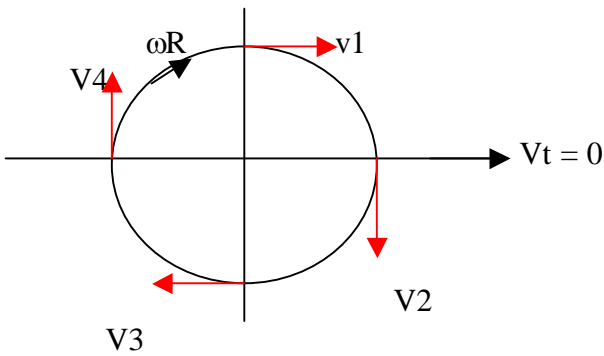
Principe du gyroscope : Si un disque lancé en rotation est soumis à une force (couple perturbateur) dans une direction donnée, celui-ci s'inclinera 90° après dans le sens de la rotation.



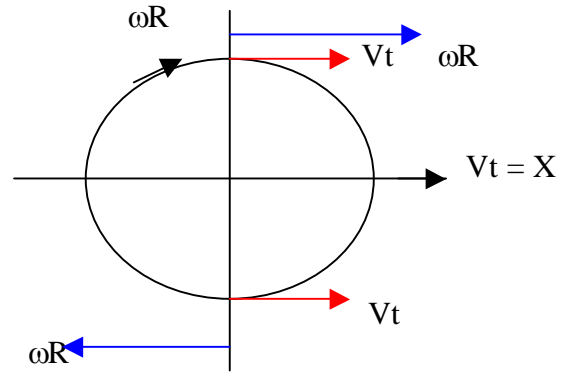
F = force appliquée    R = résultante    W = sens de rotation du rotor

**Le rotor en dynamique** . Notion de vent relatif

$\omega R$  : vitesse de rotation  
 $V$  : vitesse de la pale  
 $V_t$  : vitesse de translation



Stationnaire



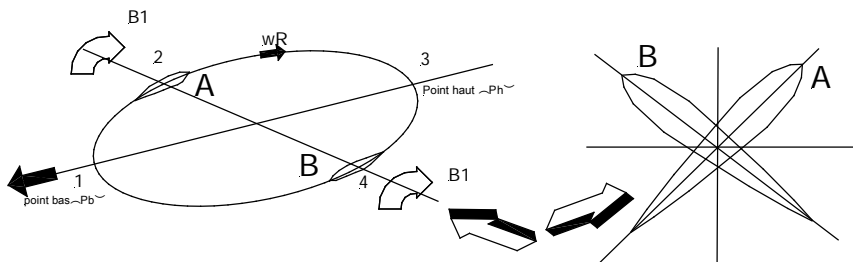
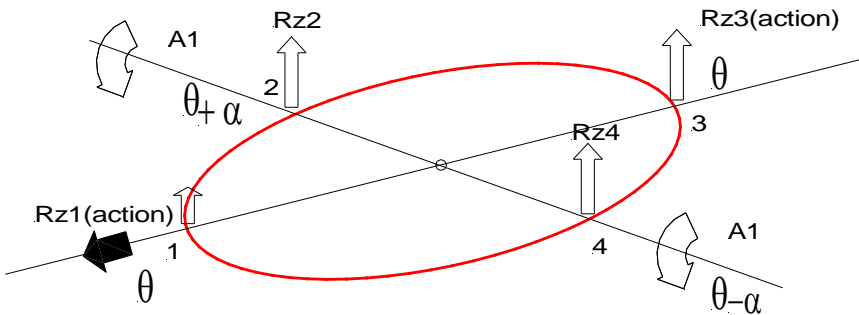
Translation

**Egalisation de la poussée sur les 1/2 parties d'un rotor en translation**

**Couples appliqués sur le rotor en translation**

**Couple A1**

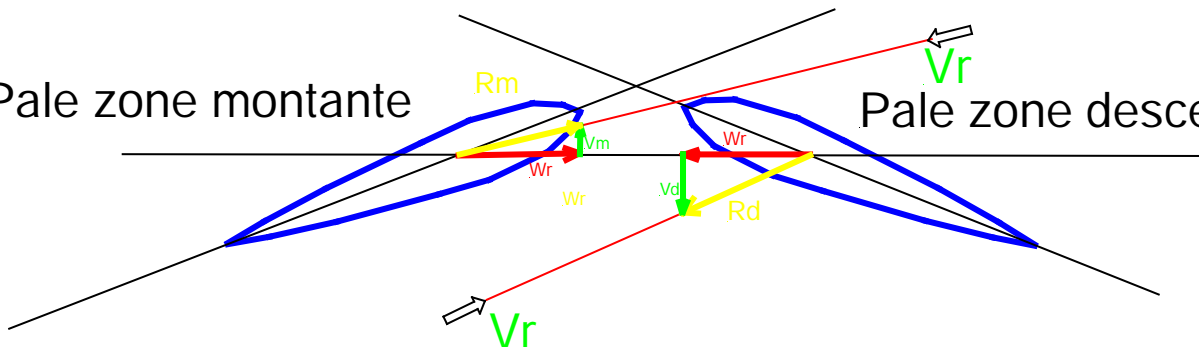
Rappel : Résultante aérodynamique ( $R_z$ ) =  $\frac{1}{2} \rho s v^2 c_z$



**Couple B**

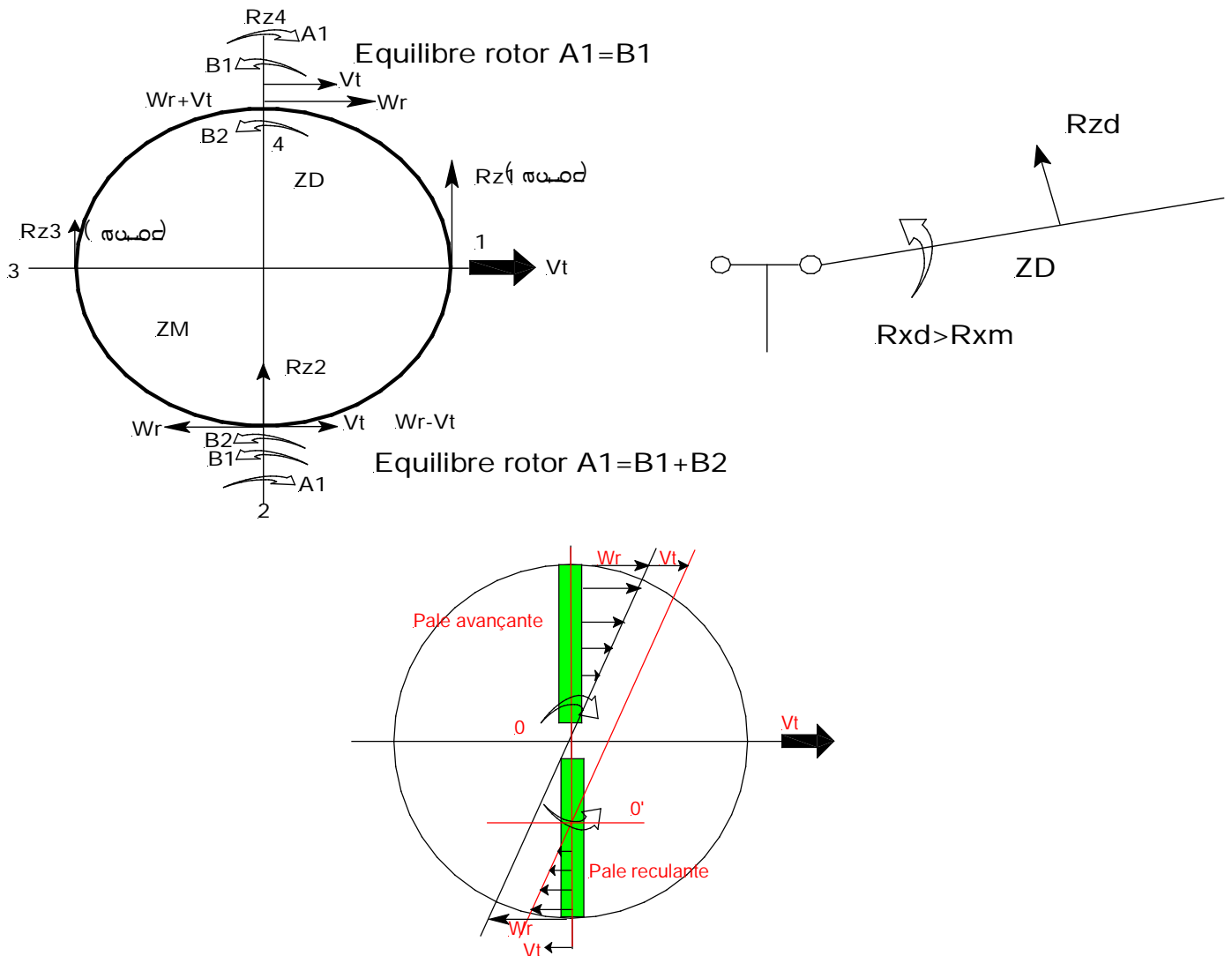
Pale zone montante

Pale zone descendante



## Couple B2

$i$  (incidence)  $im < id \Rightarrow Rzm < Rzd \Rightarrow$  couple B1



Sur la pale avançante la vitesse de translation  $Vt$  s'ajoute à la vitesse de rotation  $Wn$ . Sur la pale reculante, cette vitesse de rotation se soustrait à cette vitesse de rotation  $Wn$ .

Sur la pale reculante, entre le point 0 centre du rotor et le point 0' CG de la pale, le vent relatif opposé à la vitesse de translation, attaque la pale par le bord de fuite et l'extrados de la pale.

La partie de la pale reculante entre 0 et 0' se trouve donc en flux inversé appelé cercle d'inversion et constitue une zone nuisible car elle ne contribue pas à la sustentation.

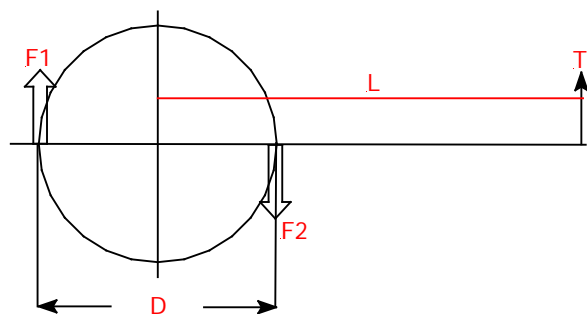
Sur la pale reculante, en s'éloignant du moyeu nous trouvons donc 3 zones.

Une zone de flux inversé dans laquelle l'angle d'incidence qui est négatif diminue et devient nul pour le profil contenant 0'.

Une zone de flux normal dans laquelle l'angle d'incidence qui devient positif croît pour atteindre en bout de pale une zone de valeur maxi provoquant le décrochage en bout de pale.

L'angle d'incidence  $\alpha$  peut atteindre en bout de pale des valeurs supérieures à l'angle de pas total à cause de rafales ou de turbulences. L'extrémité de la pale décroche momentanément, ce qui provoque des vibrations.

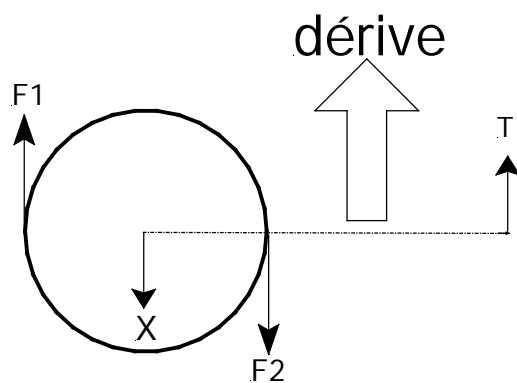
## Transmission et anti-couple



$CR = F_1 \times D$  Le couple de renversement est compensé par le moment de la force  $T$  développée par le rotor anti couple .  $\Sigma M_t = F_1 \times d - T \times L$   $\Sigma M_t = 0$  fonction anti couple assurée

Le couple(couple de renversement) engendré par la transmission et le rotor à tendance a faire tourner la machine dans le sens inverse de la rotation du rotor . Il est nécessaire de créer une force opposée , c'est la force  $T$ .

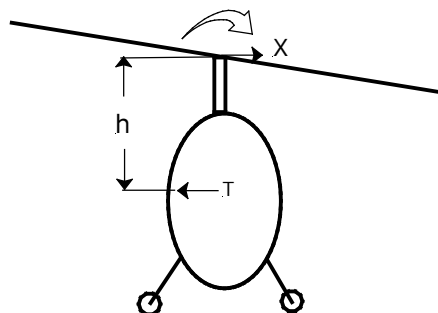
Le système a toutefois un inconvénient: La dérive



$$\Sigma F = F_1 - F_2 + T$$

$F_1$  et  $F_2$  s'annulent  $\Rightarrow \Sigma F = T$

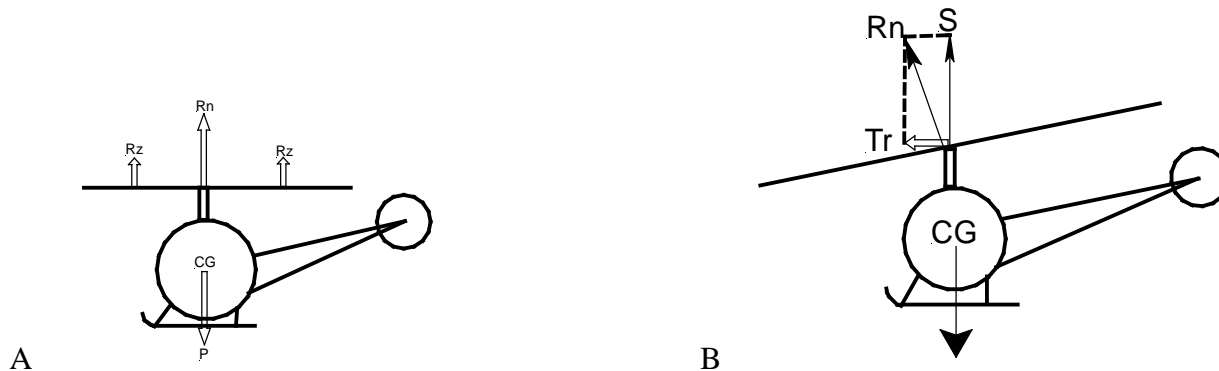
## Le roulis



Le remède consiste à incliner le rotor principal en sens opposé  
La force  $X$  obtenue s'oppose alors à  $T$

C'est le égal à  $X \cdot h$  ou  $T$  créé par les forces  $X$  et  $T$  qui entraînent le basculement de l'hélicoptère suivant l'axe de roulis. Le remède consiste à élever le rotor anti couple à la hauteur du rotor principal de façon à annuler  $h$  . Ceci est réalisé par l'intermédiaire d'un pylone de queue .

## Rappel sur la Sustentation et la translation



Sur l'hélicoptère, la portance est obtenue par la vitesse de rotation des pales du rotor. Une pale d'hélicoptère se comporte comme une aile d'avion.

### A Le vol vertical

La somme de toutes les forces de portance sur un rotor donne une résultante ou poussée  $R_n$  appliquée au centre du rotor, la force  $R_n$  est toujours perpendiculaire au disque rotor.

Dans le vol vertical, deux forces s'opposent :  $R_n$  poussée appliquée au centre du rotor,  $P$  poids de l'appareil appliquée au centre de gravité. Si  $R_n > P$  = l'appareil monte. Si  $R_n = P$  = l'appareil est en vol stationnaire. Si  $R_n < P$  = l'appareil descend avec moteur.

La variation de  $R_n$  s'obtient avec le manche "collectif" pour faire varier de la même quantité l'incidence de chaque pale.

A noter que : le pas des pales est variable, la vitesse de rotation est constante.

### Synchronisation gaz/pas (sur nos modèles = courbe de pas et courbe de gaz)

Sur un rotor d'hélicoptère, si le pas augmente,  $R_x$  augmente, le régime moteur diminue et inversement. Pour conserver un régime constant, il faut que :

Si on lève le collectif (pousser pour nous), augmenter la puissance moteur.

Si on baisse le collectif (tirer pour nous), diminuer la puissance moteur.

En général sur un hélico "grandeur", les mouvements du collectif et les organes de commande moteur sont conjugués à l'aide d'un système mécanique appelé "synchro gaz/pas". Pour nous c'est la radio qui fait tout.

### B Le vol en translation

Pour partir en translation, il suffit d'incliner le rotor dans la direction où l'on veut se déplacer.

La force  $R_n$  s'incline également et se décompose en deux forces :

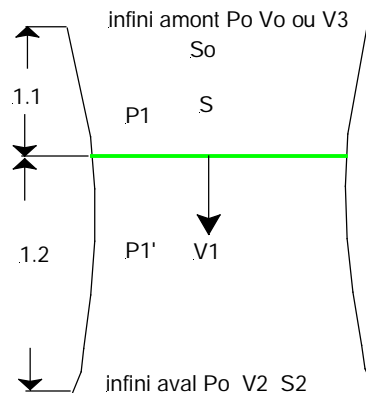
Une force verticale  $S$  qui s'oppose au poids

Une force horizontale  $Tr$  qui développe la traction nécessaire à la translation.

## Fonctionnement aérodynamique du rotor

### Etude aérodynamique

Entre l'infini amont et le disque rotor



$$1.1 \quad P_0 + \rho V_0^2/2 = P_0 + \rho V^3^2/2$$

$$P_1 + \rho V^1^2/2 = P_0 + \rho V^3^2/2$$

$$P_0 = P_1 + \rho V^1^2/2 - \rho V^3^2/2$$

Il en résulte :  $P_0 = P_1 + 1/2 (\rho V^1^2 - \rho V^3^2)$

( $\rho$  = densité de l'air à atmosphère standard 1013 Hpa 15°C)

$$1.2 \quad P_1' + \rho V^1^2/2 = P_0 + \rho V^2^2/2$$

$$P_1' + \rho V^1^2/2 = P_1 + 1/2 \rho (V^1^2 - V^3^2) + \rho V^1^2/2$$

$$P_1' - P_1 = -\rho V^1^2/2 + \rho V^1^2/2 - \rho V^3^2/2 + \rho V^2^2/2$$

on supprime les deux  $V^1^2/2$

ce qui donne :  $P_1' - P_1 = \rho V^2^2/2 - \rho V^3^2/2$

Il en résulte :  $P_1' - P_1 = 1/2 \rho (V^2^2 - V^3^2)$

si  $P = F \times S \quad F_m = S(P_1' - P_1) \Rightarrow F_n = S 1/2 \rho (V^2^2 - V^3^2)$

$V_1$  = vitesse du fluide dans le plan rotor , elle est égale à la moyenne arithmétique des vitesses à l'infini amont et l'infini aval .

$$V_1 = V_3 + V_2 / 2 \quad \Rightarrow \quad 2V_1 = V_3 + V_2$$

Conséquence:

$$2V_1 = V_3 + V_2$$

$$F_n = 1/2 S \rho (V_2 - V_3) (V_2 + V_3)$$

$$F_n = 1/2 S \rho (V_2 - V_3) 2V_1$$

Vitesse induite  $V_i = V_1 - V_3$

$$V_1 = V_i - V_3 \Rightarrow 2V_1 = 2V_i + 2V_3$$

$$2V_1 = V_3 - V_2$$

$$V_3 + V_2 = 2V_i + 2V_3$$

$$2V_i = V_3 + V_2 - 2V_3 = 2V_i = V_2 - V_3$$

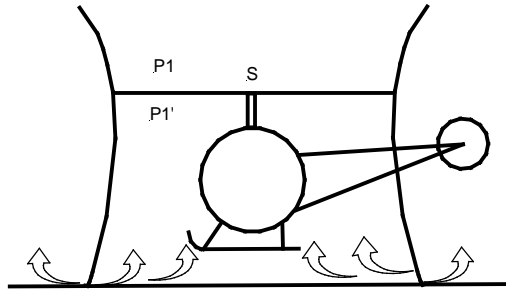
$$F_n = 1/2 \rho S (2V_i) (2V_1)$$

or  $2V_1 = 2V_3 + 2V_2$

$$F_n = \frac{1}{2} \rho S (2V_1) (2V_i + 2V_3)$$

$$F_n = \frac{1}{2} \rho S (2V_i) 2 (V_i + V_3) \quad \text{donc : } F_n = 2\rho S V_i (V_i + V_3)$$

### Effet de sol



Notion :  $P = F_x V$

$$F_n = S (P_1' - P_1) \quad P_i \text{ (pression induite)} = F_n \times V_i$$

Avantages de l'effet de sol :

Si on considère l'effet de sol à  $2\rho S v_i (v_i + v_3)$  [  $2\rho S v_i (v_i + v_3)$  ]

$\rho$  augmentant du fait de l'effet de bourrage pour  $F_n = \text{constante}$  il faut donc diminuer  $v_i$ .

Comme  $P_i = F_n \times v_i$  on constate qu'en diminuant  $v_i$  cela entraîne une diminution de puissance (10 à 20%)

Facteurs influents sur l'effet de sol :

La nature du sol , l'altitude  $<$  au diamètre rotor , la translation

### L'autorotation .

L'autorotation est une configuration de vol permettant avec un rotor tournant sans entraînement moteur, une sustentation capable de maintenir l'appareil en vol de descente et de poser celui-ci sans dommages.

Considérons une pale au tout début de l'autorotation, c'est à dire au moment où le moteur s'arrête de tourner.

En autorotation , une pale se trouve soumise au vent relatif dû .

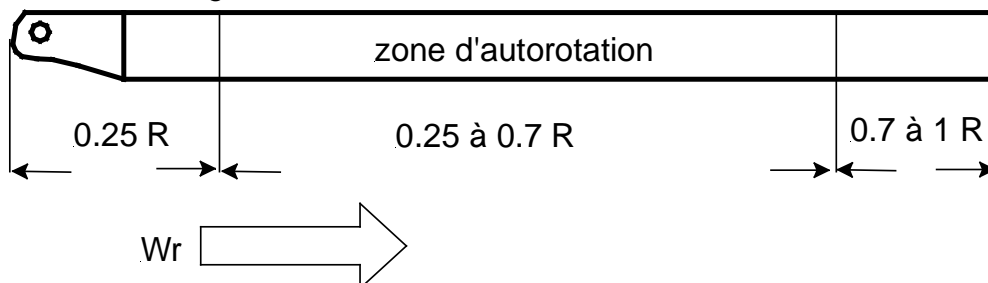
à la vitesse de rotation ( $W_r$ ) , ce vent relatif augmente avec le rayon du rotor .

à la vitesse de descente ( $V_d$ ) , constante pendant la durée de l'autorotation.

La pale en autorotation:

zone de décrochage

zone contrarotative



Le vent relatif résultant ( $V_r$ ) amène une modification de l'angle d'incidence tout le long de la pale.

Sur un profil de pale, ce vent relatif ( $V_r$ ) agissant donne deux forces.

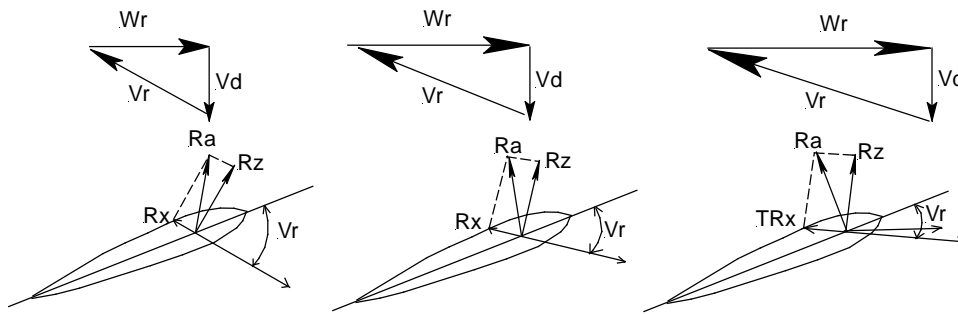
$F_z$  la portance

$F_x$  la traînée

Or , on peut remplacer ces deux forces par résultantes  $R_a$  .

Sur un disque rotor en autorotation , on distingue trois zones:

Une zone de décrochage  
 Une zone autorotative  
 Une zone contrarotative



**Les vibrations**

De part sa conception l'hélicoptère est particulièrement sensible aux vibrations et les sources de vibrations sont nombreuses. Rotor , moteur , transmission , arbres.

De part sa structure , l'hélicoptère est amplificateur de vibrations ,il peut y avoir 3 fréquences différentes :

- HF moteur , ventilateur
- MF Rotor anti couple et sa transmission
- BF rotor principal

On peut avoir aussi des vibrations horizontales => balourd ou verticales => tracking

\$

**H.G**