



---

## MICROS ESSAIS POUR MACROS RÉSULTATS

---

© Ewald HUNSINGER & Michel KIEFFER 2011

**Ewald HUNSINGER**

Fondateur et Président historique d'I-A.  
Professeur d'aérotechnique à la Hochschule d'Offenburg.

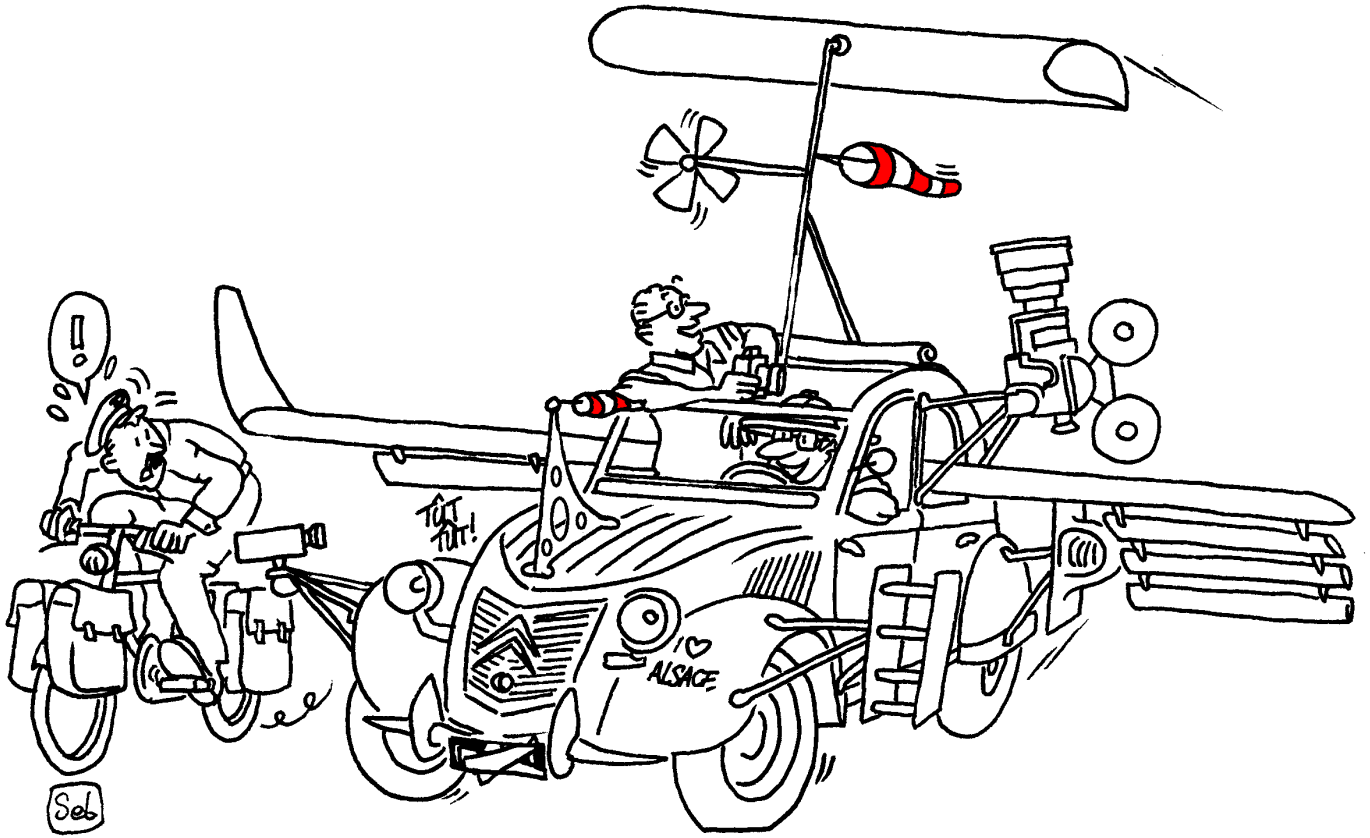
**Michel KIEFFER**

[www.COCYANE.fr](http://www.COCYANE.fr)  
co-concepteur du projet HKW-aero.



<http://www.hkw-aero.fr/>

Indice E1 le 19/6/2011



---

# MICROS ESSAIS POUR MACROS RÉSULTATS

---

*L'expérimentation appliquée au développement d'avions légers »*

## SOMMAIRE

### 1- INTRODUCTION

### 2- ESSAIS AERODYNAMIQUES

#### 2 1- Aérodynamique générale de l'avion

#### 2 2- Volets 1 (essais en soufflerie)

#### 2 3- Volets 2 (essais sur voiture)

#### 2 4- Ailerons

### 3- ESSAIS DE RESISTANCE

#### 3 1- Stabilité du caisson d'aile en torsion

#### 3 2- Recherche de l'axe élastique

#### 3 3- Stabilité du revêtement de l'aile sous pression aérodynamique

#### 3 4- Résistance des nervures

#### 3 5- Caractéristiques mécaniques de différents matériaux

### 4- CONCLUSION

## 1- INTRODUCTION

Les micros essais sont réalisés en complément des calculs quels qu'ils soient (aérodynamique, résistance des matériaux...). Ces micro-essais sont un préalable aux essais de l'ensemble de l'avion.

Quant à l'aspect résistance des matériaux, la nécessité des micros-essais est accrue par les faibles coefficients de sécurité requis dans l'aviation :

- 1,5 pour la structure en dehors de toutes liaisons ;
- $1,5 \times 1,15 = 1,725$  au niveau des liaisons.

Combiner ainsi calculs et micro-essais permet d'améliorer le rapport « masse à vide / masse au décollage » ( $M_V/M_D$ ), garant de la masse minimale de la structure. Ceci est d'autant plus important que toute dérive des masses est amplifiée par le coefficient spirale (ou coefficient d'amplification des masses) exposé par ailleurs. Mais il faut garder à l'esprit qu'il ne s'agit pas de faire léger... au détriment de la sécurité !

Les exemples présentés ci-après ne sont pas exhaustifs, c'est le rôle des concepteurs d'imaginer quels essais réaliser, en complément des calculs, et comment les réaliser.

Chaque chapitre fait l'objet des sous chapitres suivants :

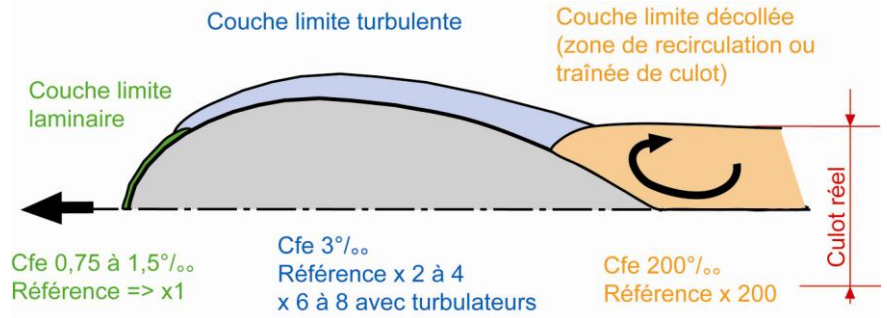
### 1- Objectifs de l'essai

- 2- Dispositif d'essais
- 3- Processus expérimental
- 4- Résultats
- 5- Conclusion

2 1- AERODYNAMIQUE GENERALE DE L'AVION

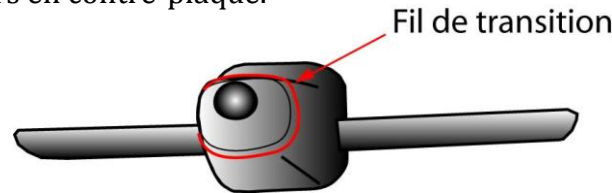
Objectif

Détecter les zones de décollement de la couche limite, notamment en aval de l'aile.

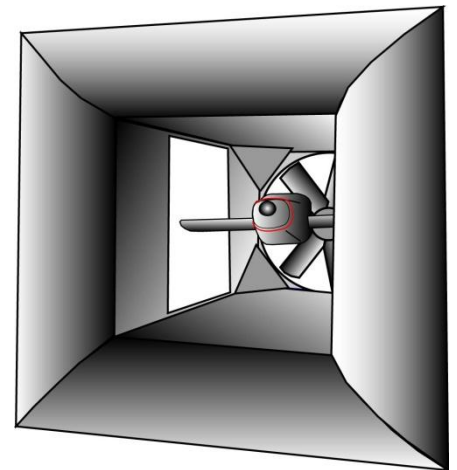
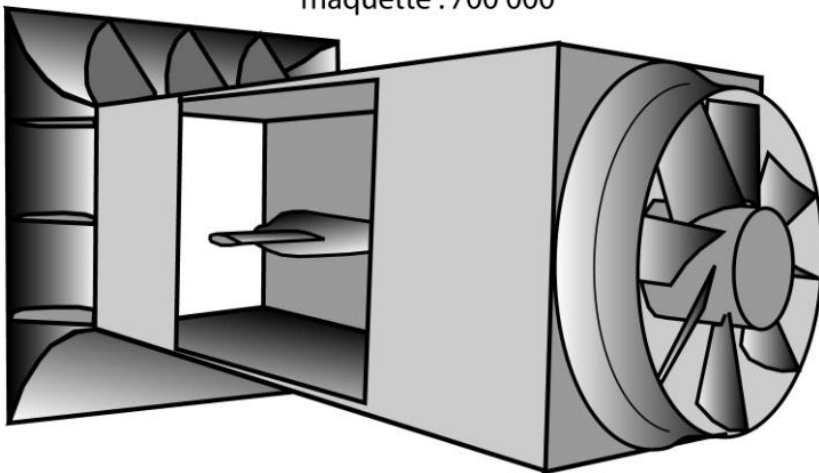


Dispositif d'essais

Soufflerie d'une section de 0,9 x 0,9 m<sup>2</sup> ; puissance de 1,5 kW ; vitesse d'environ 45 km/h. Cette soufflerie est réalisée en contre-plaqué marine d'une épaisseur de 15mm. Le profil d'entrée est réalisé par des demi-cylindres (feuilles plastiques semi-rigide de 1 mm d'épaisseur), de diamètre 0,4 m, formés sur des raidisseurs en contre-plaqué.



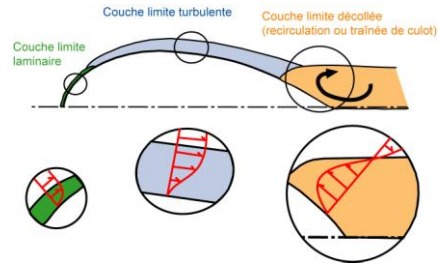
Nombre de Reynolds sur la maquette : 700 000



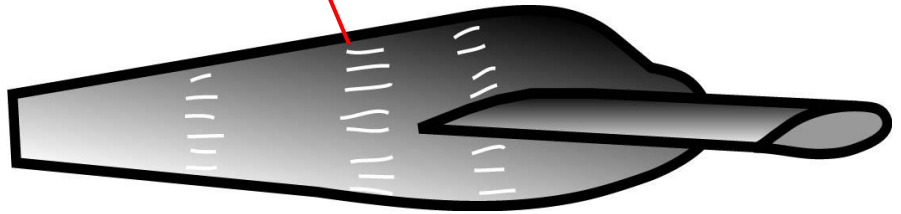
Un faible nombre de Reynolds favorise une couche limite (CL) laminaire. Cette dernière ne résiste pas à la recompression, donc décolle aux environs du maître couple (avec recirculation). Pour se rapprocher de la réalité, il faut donc rendre la CL turbulente, une CL turbulente étant plus résistante aux décollements. La solution consiste à dégrader légèrement la surface de la partie avant de la maquette. Cette dégradation de CL est réalisée avec un élastique (ou fil de transition) visible ci-dessus.

### Essais 1 : détecter les décollements de couche limite

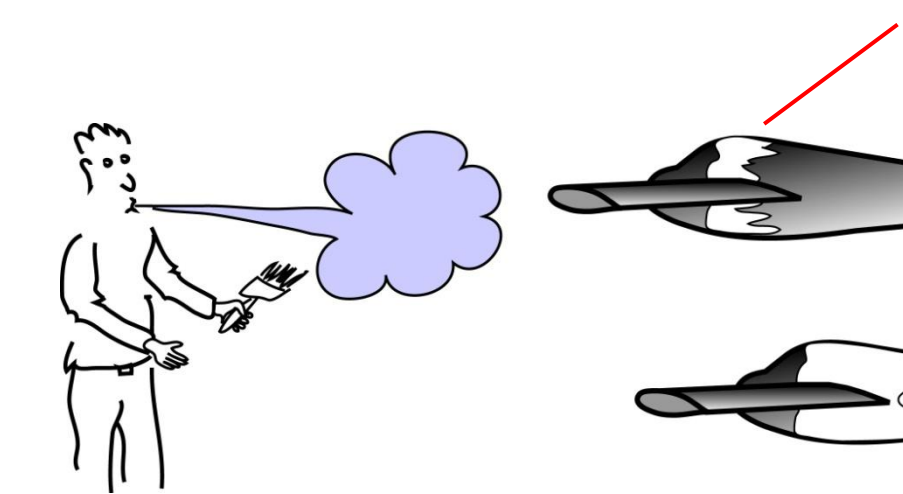
Fils : un décollement de la couche limite au contact de l'avion se traduit par des fils qui « frétilent » fortement jusqu'à aller à 180° de leurs positions initiales.



Il s'agit de fils de coutures de petit diamètre. Différents diamètres et longueurs ont été testés. Solution finale : fil blanc, diamètre 0,2, longueur 20 mm. A noter que la transition provoquée par les fils ne nous concerne plus à ce niveau, la transition ayant été provoquée en amont.



### Essais 2 : détecter les décollements de couche limite

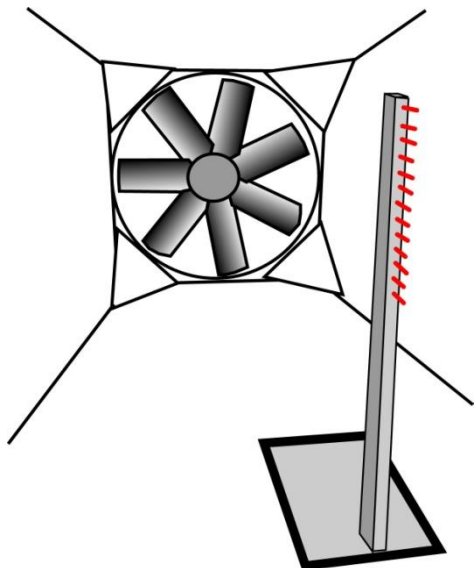


Solution liquide : un décollement de la couche limite se traduit par un arrêt de l'écoulement du liquide.

Type de liquide : l'huile de vidange est employable, toutefois, cette solution dégraderait la peinture de la maquette. Nous avons donc préféré une huile alimentaire colorée avec du bleu de méthylène. Toutefois, de l'éosine ferait aussi l'affaire (gare aux taches !) et pourquoi pas du vinaigre balsamique ☺...

### Essais 3 : explorer le sillage

Il s'agit d'évaluer la traînée parasite par mesure de la perte de vitesse de l'air, dans le sillage, induite par le champ de pression autour du corps et par le frottement visqueux. Pratiquement, la pression totale (dynamique + statique) est mesurée avant la maquette puis dans le sillage :  
Le « porte tube pitots » est installé avant la maquette pour mesurer la pression totale en amont. Ceci permet de calibrer la veine d'air. Puis le « porte tube pitots » est installé en aval de la maquette.



La différence des mesures amont et aval représente une pression que nous pouvons convertir en force. Cette dernière est la trace laissée par la traînée parasite dans le sillage.

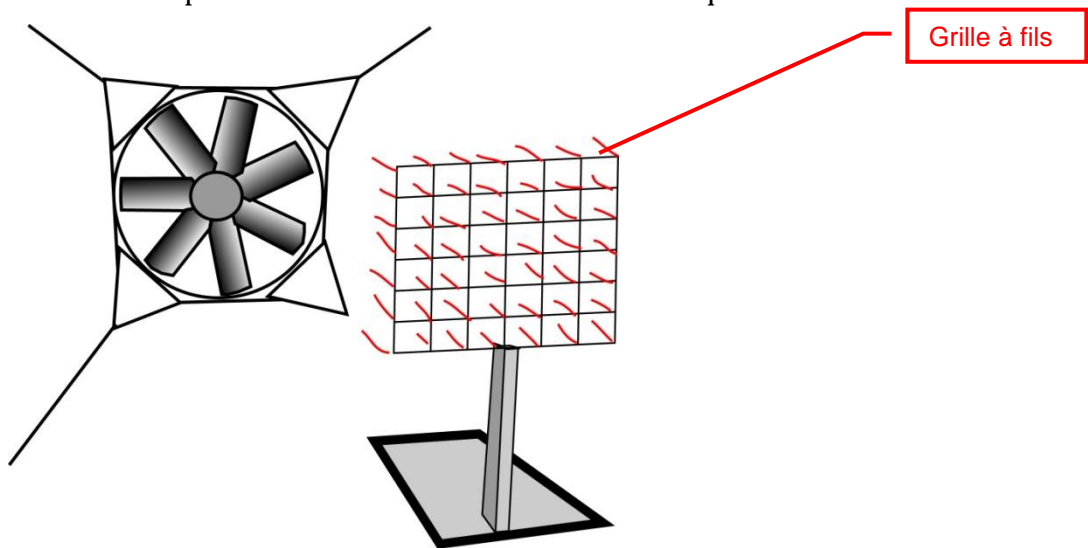
A noter que la traînée totale peut être obtenue plus simplement avec une mesure de l'effort axial. Toutefois, la méthode retenue, par mesure des pressions totales, peut être appliquée en vol en cas de non obtention du C<sub>fe</sub> souhaité (méthode par exploration du sillage).

Les pressions sont mesurées avec des tubes à eau pouvant être inclinés pour en augmenter la sensibilité.

Résultat : nous n'avons pas décelé de différences de pressions notables pouvant laisser envisager des défauts d'écoulements voire des décollements massifs.

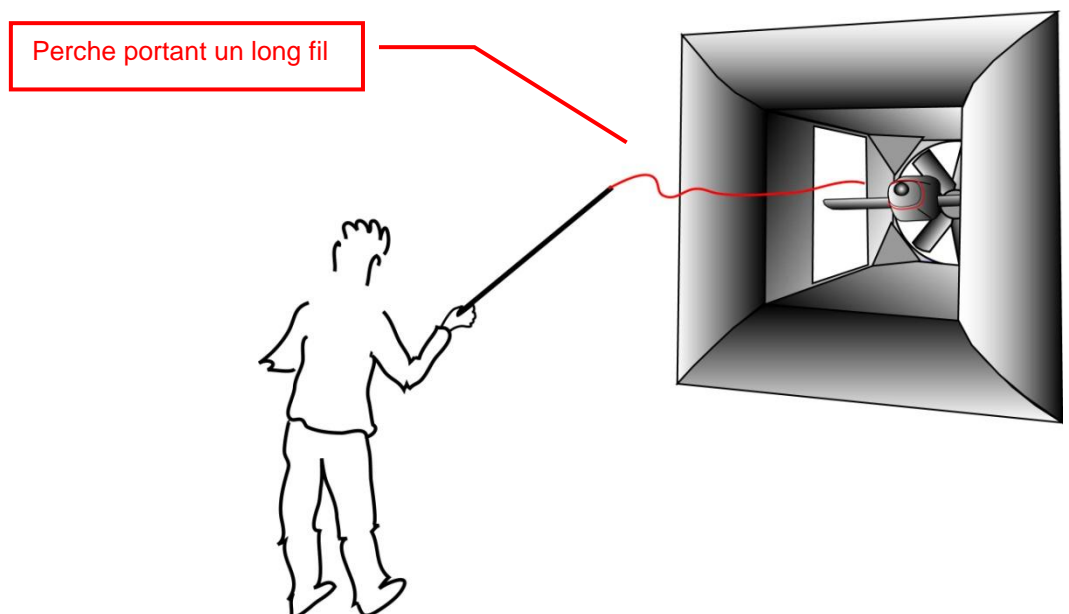
#### Essais 4 : explorer la direction des écoulements locaux avec une « grille à fils »

Une grille à fils permet d'explorer le sillage en aval de la maquette. Les tourbillons sont détectables ainsi. Un tourbillon traduit un probable décollement de CL sur la maquette.



La grille à fil est réalisée avec un cadre sur lequel sont tendus des fils métalliques. Des fils textiles sont accrochés aux intersections des fils métalliques. Les fils textiles sont identiques aux fils utilisés à la surface du corps (cf. essais 1).

#### Essais 5 : explorer les directions des écoulements locaux avec un « fil sur une perche »



#### Résultats

Ces différents essais ont confirmés l'absence de décollements de la couche limite sur notre maquette.

## Conclusion

De tels essais permettent de figer la forme globale de l'avion. Il est alors possible de commencer la longue et couteuse étude du fuselage.

## 2 2- VOILETS 1 (ESSAIS EN SOUFFLERIE)

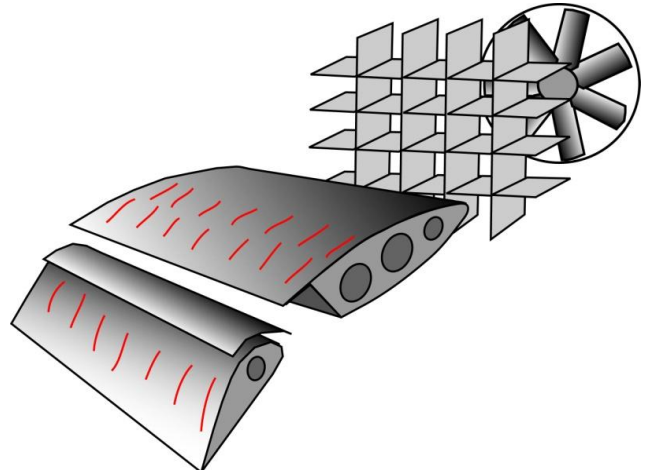
### Objectif

Dans le cadre de réglementation ULM, 65 km/h et 450 kg, il s'agit d'obtenir un  $C_z$  max élevé volets sortis en vue de diminuer la surface alaire à environ 9 m<sup>2</sup>. Ceci est rendu possible à l'aide de volets à double fente.

Par ailleurs, nous souhaitons obtenir un décrochage doux combiné à un retour à la normale rapide après un décrochage.

### Dispositif d'essais

Ventilateur (1,5 kW) soufflant à travers une grille de stabilisation.



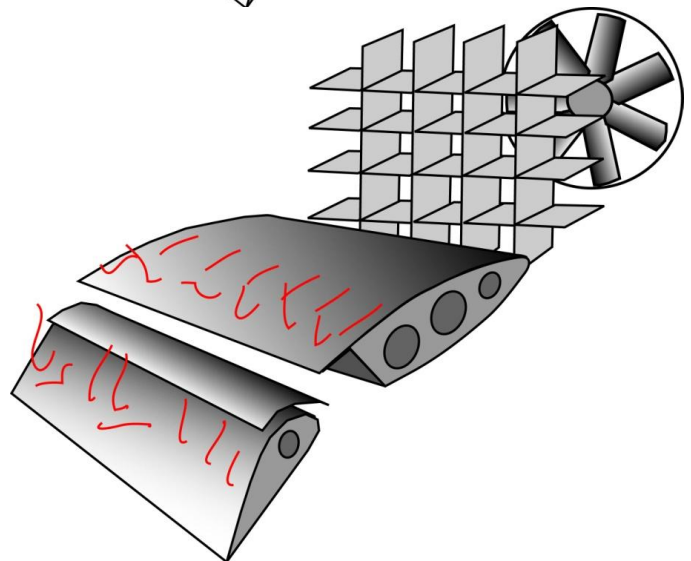
### Processus expérimental

L'aile est progressivement inclinée.

Pour une inclinaison donnée, les volets sont braqués jusqu'au décollement de la couche limite...

L'objectif est ici de détecter les angles limites de braquage avec déflecteur (ou bec de volet) et sans déflecteur. La différence entre ces deux configurations est d'environ +20° pour la version équipée d'un déflecteur.

A noter qu'en essais réellement bi dimensionnel nécessiterait de placer le profil entre deux panneaux.



### Résultats

Les valeurs souhaitées sont atteintes : braquage de  $x^\circ$ , ce qui nous laisse espérer un  $C_z$  max de  $2,35 = C_z$  max sans volet +  $\Delta C_z$  max en fonction de l'angle de braquage du volet. Cette courbe est linéaire en l'absence de décollements massifs sur le volet. Lorsque les décollements apparaissent, la courbe n'est plus linéaire. Le  $C_z$  max est atteint lorsqu'environ la moitié arrière de l'extrados du volet est décollé. Le début de décollement entraîne un arrondissement de la courbe  $C_z$  en fonction de  $\alpha$ .

Rajoutons qu'un tel montage (ventilateur + grille) génère un flux d'air turbulent, c'est-à-dire qu'il n'est pas certain que le comportement réel soit conforme à ces essais.

### Conclusion

Ces essais nécessitent d'autres types d'essais, objet du chapitre suivant.

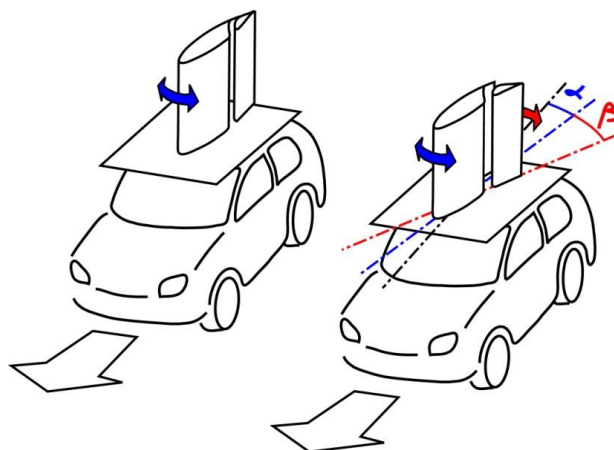
## 2 3- VOLETS 2 (ESSAIS SUR VOITURE)

### Objectifs de l'essai

Trouver la position optimale de l'axe de rotation du volet sans déflecteur puis avec déflecteur (ou bec de volet). Puis, trouver la position optimale du déflecteur.

### Dispositif d'essais

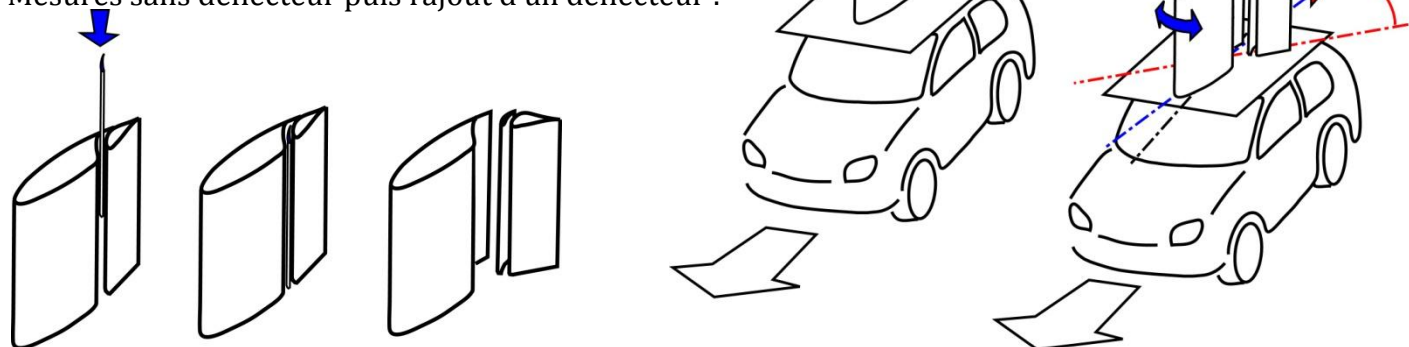
Une voiture = « soufflerie du pauvre » à Reynolds égal au vol et à turbulences naturelles...



...+ fils d'écoulement volumique (à distance variable de la surface, les fils étant fixés sur une tige métallique perpendiculaire à la surface, diamètre du fil métallique : 1 à 1,5 mm) sur l'extrados de l'aileron et du volet + dispositif de mesure des angles et des efforts sur le volet + anémomètre.

### Processus expérimental

Mesures sans déflecteur puis rajout d'un déflecteur :



## Résultats

Le rajout d'un déflecteur permet d'augmenter sensiblement l'angle d'incidence de l'aile ( $\alpha$ ) et l'angle de braquage du volet ( $\beta$ ) :  $30^\circ$  sans déflecteur,  $55^\circ$  avec déflecteur avant décollements massifs. Ceci contribuant à une augmentation sensible du  $C_z$  max de l'aile volets sortis.

A noter qu'il s'agit de valeurs indicatives, les essais finaux seront réalisés en conditions réelles sur le prototype, donc en trois dimensions.

## Conclusion

Le débattement maxi, et le  $C_z$  max associés, devront être affinés sur le prototype pour déterminer la limite effective de débattement en tridimensionnel (les essais réalisés étant plutôt bidimensionnels).

Si c'était à refaire : les résultats auraient été plus fiables en prolongeant la plaque support au moins jusqu'à l'avant de la voiture voire en rajoutant une deuxième plaque au-dessus du profil.

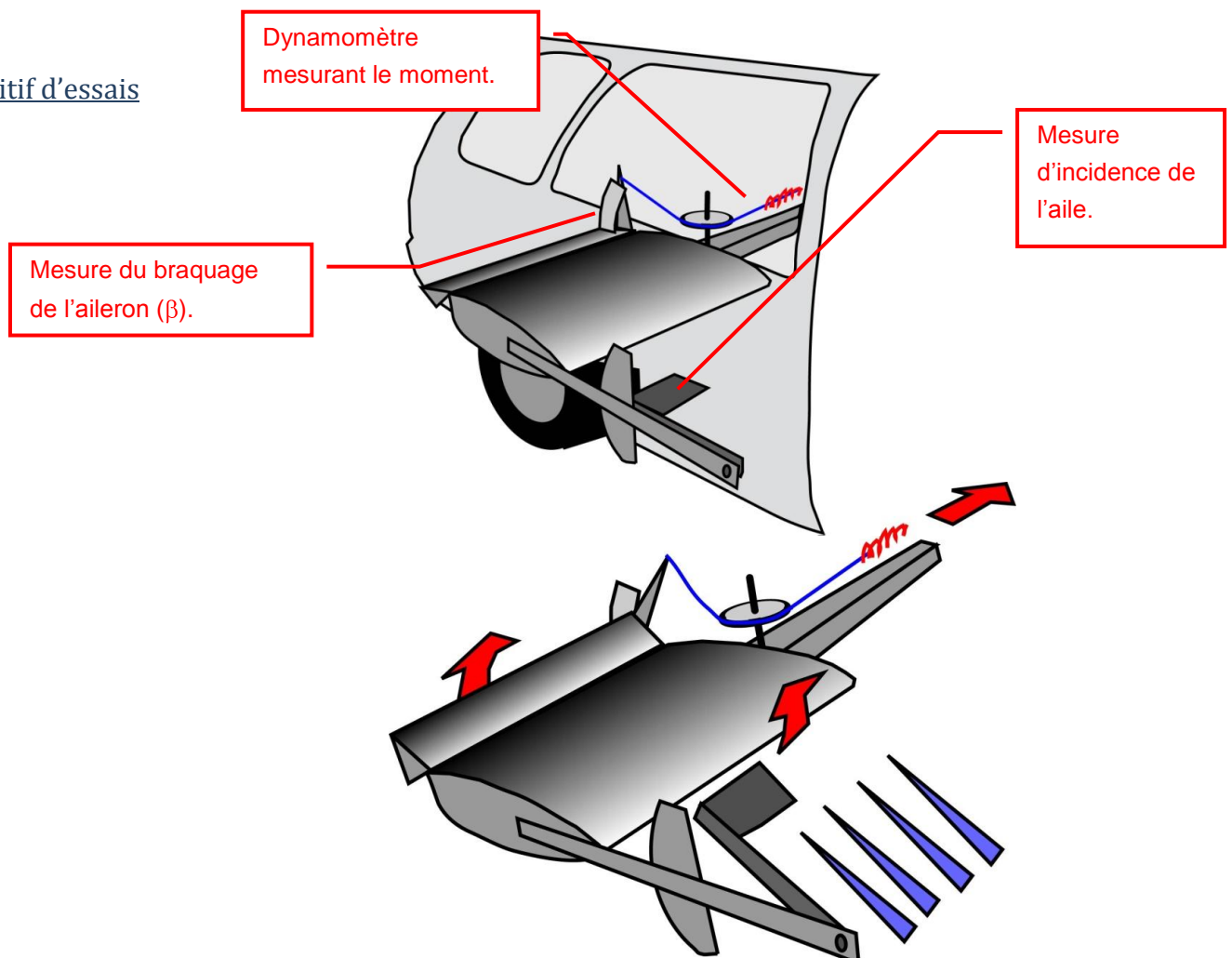
## 2 4 AILERONS

### Objectifs de l'essai

Détermination du coefficient de moment de charnière en fonction du débattement  $\beta$  de l'aileron :  $C_m = f(\beta)$ . Et recherche :

- de la zone linéaire, c'est-à-dire  $C_m = \text{cst} \cdot \beta$  en fonction de l'incidence du profil d'aile ;
- de la limite de décollement.

### Dispositif d'essais



## Processus expérimental

Roulage et mesure de l'effort à vitesse constante et pour différents angles d'aileron avec différentes incidences.

$C_m = \text{moment} / (q \cdot S_{\text{aileron}} \cdot \text{corde aileron})$

q :	pression dynamique [Pa] = $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$
S aileron :	Surface aileron [m <sup>2</sup> ]
C aileron :	Corde aileron [m]

## Résultats

Le  $C_m$  est linéaire jusqu'à 15 à 20° de débattement ( $\beta$ ). Au delà de ces valeurs, la courbe est régulière sans discontinuité jusqu'au décrochage de l'aileron. Le  $C_m$  est comparable aux valeurs proposées dans la littérature.

## Conclusion

Les courbes obtenues sont similaires à celles proposées par ABBOTT & VON DOENHOF.

Si c'était à refaire : les résultats auraient été plus fiables en réalisant ces essais entre deux plaques verticales.

### 3- ESSAIS DE RESISTANCE

#### 3 1- RECHERCHE DE LA LIMITE DE STABILITE DU REVETEMENT DE L'AILE EN TORSION

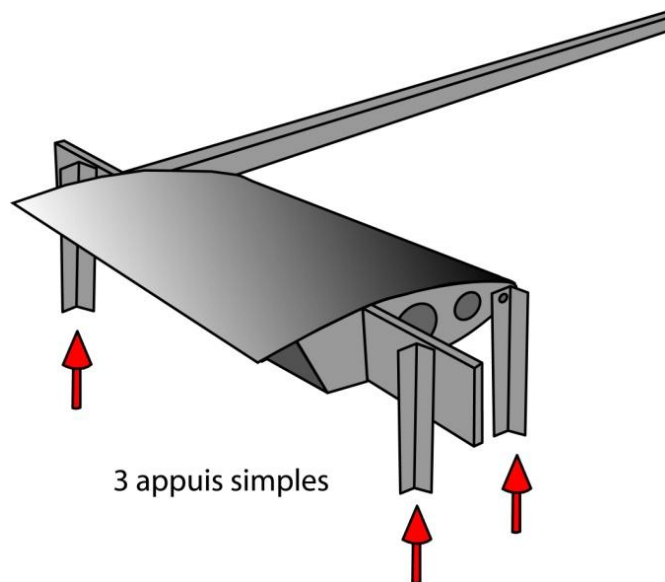
##### Objectifs de l'essai

S'assurer :

- que la déformation en torsion de l'aile ne conduise pas à une instabilité aéro-élastique statique : divergence de surface portante ;
- le point ci-dessus nécessite une absence de plissements du revêtement de l'aile, il s'agit ici de déterminer l'espacement optimum des nervures et raidisseurs du revêtement de l'aile ;
- valider les formules de calcul de rigidité en torsion (éléments à parois très minces) ;

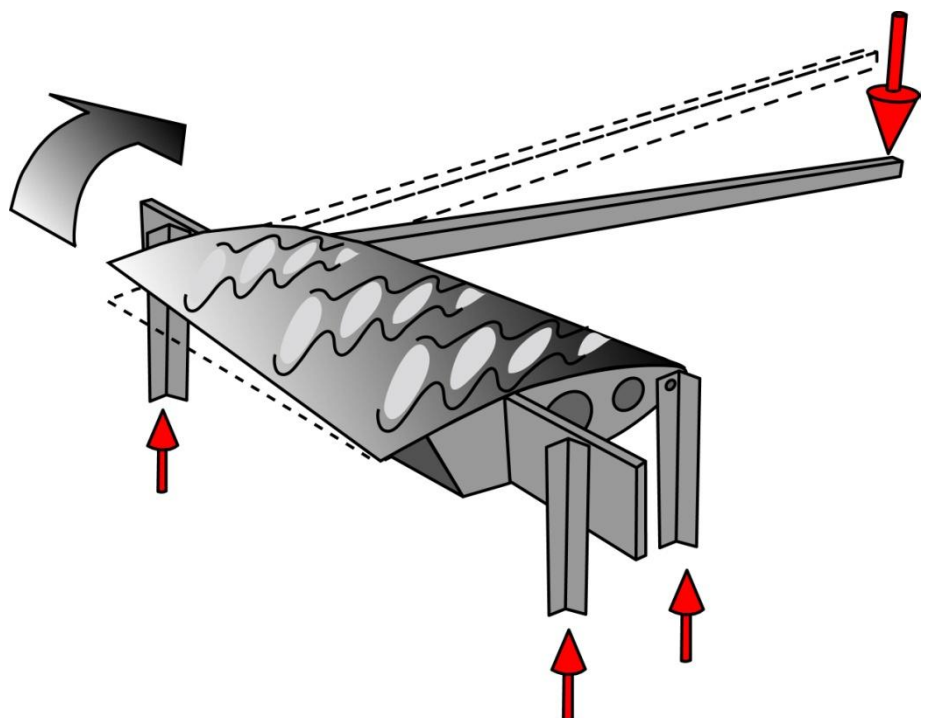
Les revêtements minces sont très sensibles au phénomène d'instabilité de type plissements de tôles minces. C'est l'instabilité qui est en général dimensionnante et non pas la limite élastique du matériau. De plus, ce phénomène est aggravé lorsque le module d'élasticité du matériau est peu élevé, ce qui est le cas de l'aluminium dont le module d'élasticité est de 70.000 MPa (à comparer aux modules de l'acier et du carbone qui sont, respectivement, 3 fois et 2 fois plus élevés).

##### Dispositif d'essais

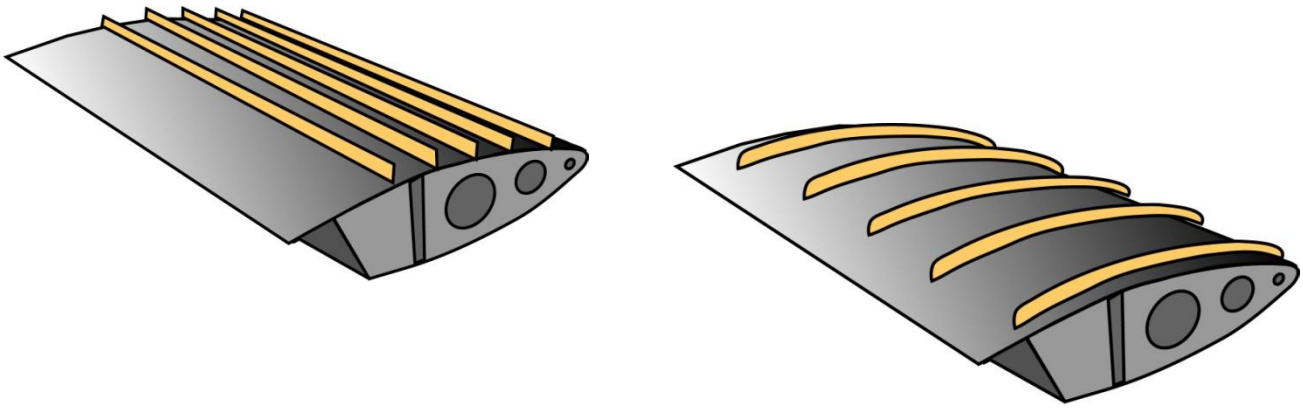


##### Processus expérimental

Appliquer un moment de torsion jusqu'à apparition des plis. Répétition de l'essai en modifiant le raidissage. A noter que le raidissage a été monté à l'extérieur du revêtement de l'aile, et ce, pour pouvoir en changer facilement la configuration (voir schémas ci-après). Il va de soit qu'aucun pli n'est toléré jusqu'aux limites de charge imposées par la réglementation (notre choix : CS-23 catégorie utilitaire).



A noter les deux configurations différentes de lisses testées :



### Résultats

Nous n'avons pas de plissements sous facteur de charge dans le domaine de vitesse envisagé (diagramme V-n VLA). Le moment de torsion et le pas des nervures variant en envergure, le pas des raidisseurs est lui aussi modifié en conséquence.

La vitesse de divergence aéro-élastique statique obtenue à partir des éléments mesurés est supérieure à 400 km/h. La vitesse de divergence aéro-élastique se caractérise par un rappel élastique en torsion inférieur à l'effort aérodynamique de torsion. La destruction de l'aile étant quasi instantanée au delà de cette limite.

### Conclusion

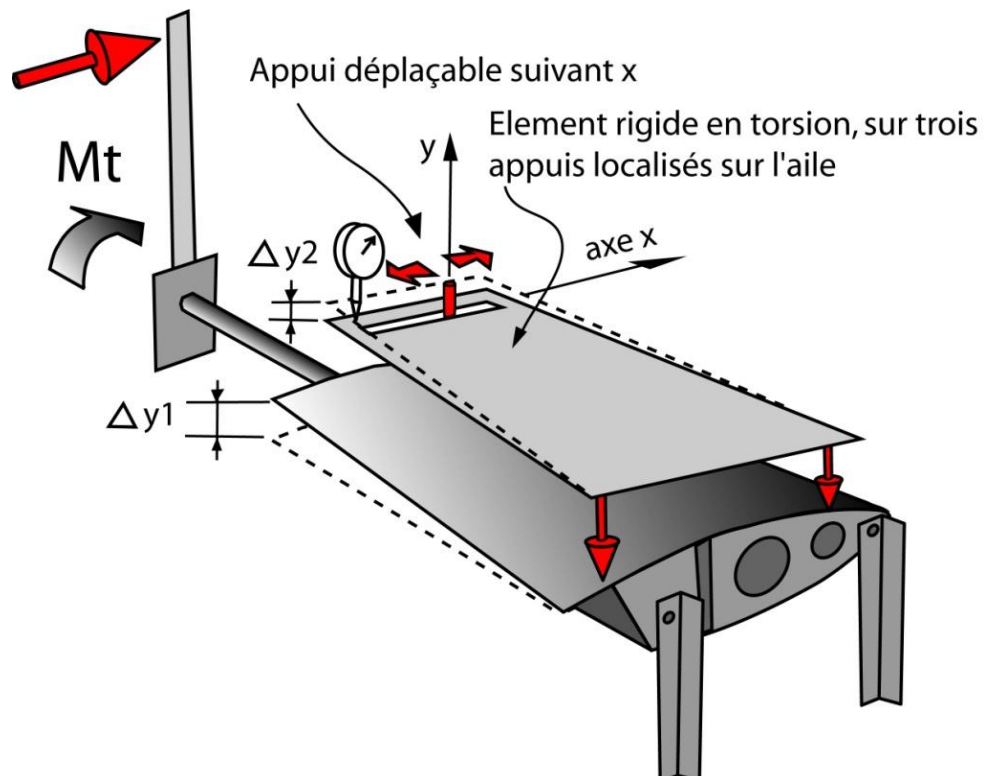
Sous facteur de charge extrême, la torsion en bout d'aile se limite à environ  $1^\circ$ . Cette valeur conduit à une augmentation du  $C_z$  en bout d'aile, ceci conduisant à une augmentation du risque de décrochage des extrémités d'ailes sous facteur de charge. Toutefois, ce risque est minimisé par la forme rectangulaire de l'aile et par les corrections possibles si nécessaire : réglage initial des ailerons et, si nécessaire, becs fixes au niveau des extrémités d'ailes.

### 3 2- RECHERCHE DE L'AXE ELASTIQUE

#### Objectifs de l'essai

Il s'agit de rechercher l'axe autour duquel tournent les profils locaux sous moment de torsion simple. L'axe élastique sert de point de référence pour le calcul du moment de torsion aérodynamique. Ce dernier servant à déterminer la vitesse de divergence aéro-élastique.

#### Dispositif d'essais



## Processus expérimental

L'appui déplaçable est sur l'axe élastique lorsque  $\Delta y_2 = 0$  quelles que soient les variations du moment de torsion, donc de  $\Delta y_1$ . A noter que le point est identique quelle que soit la longueur de l'élément d'aile testé.

## Résultats

Le centre élastique est situé, sur notre aile, à environ 40% de la corde.

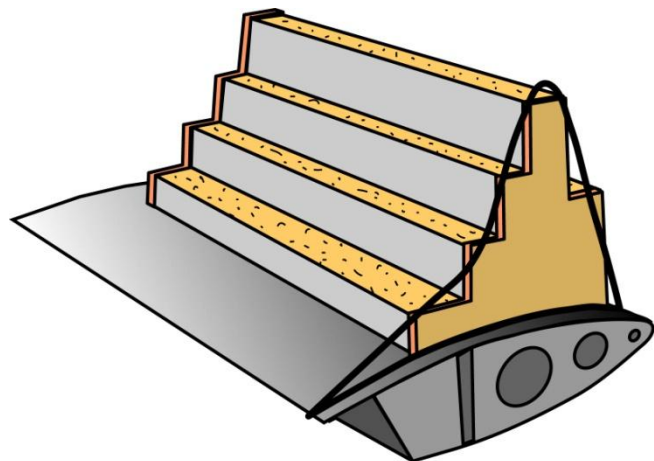
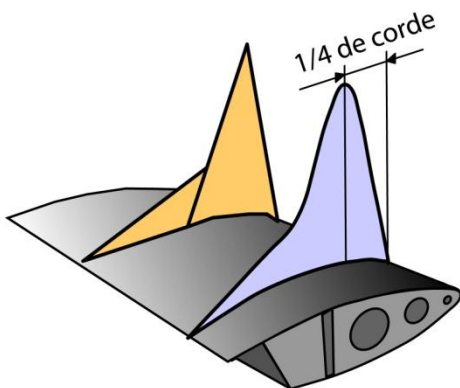
## 3 3- STABILITE DU REVETEMENT DE L'AILE SOUS PRESSION AERODYNAMIQUE

### Objectifs de l'essai

Vérifier la résistance du revêtement de l'aile aux pressions aérodynamiques, déterminer l'écartement des nervures et ce, pour différentes épaisseurs de tôles.

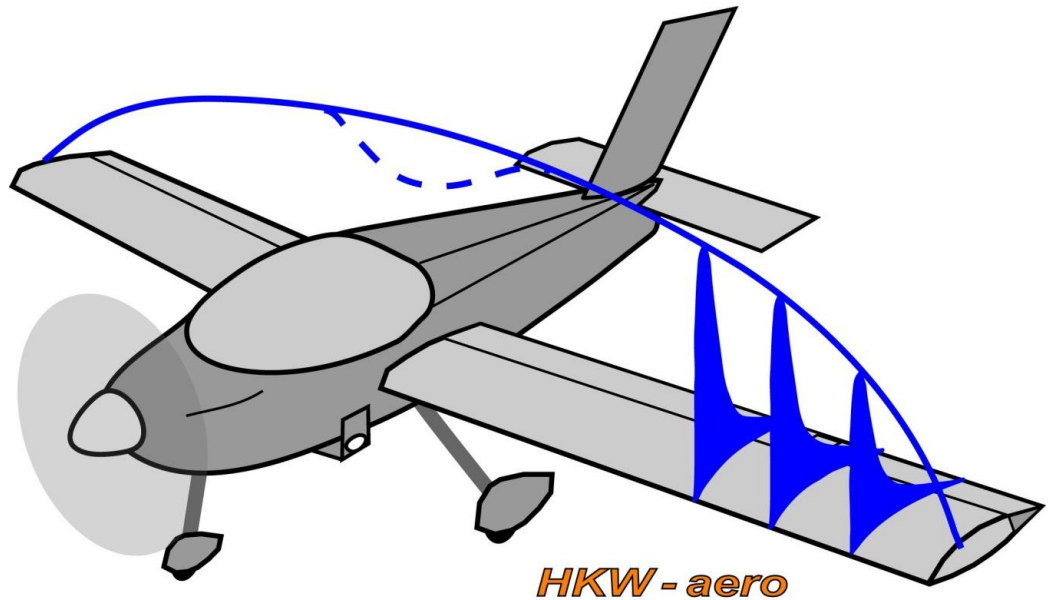
### Dispositif d'essais

Chargement du revêtement de l'aile suivant la répartition triangulaire approxinant les pressions réelles. A noter que la pression se concentre vers le bord d'attaque. La répartition triangulaire est obtenue par des caissons, de hauteurs variables, remplis de sable.



## Processus expérimental

Les caissons sont chargés de sable puis les nervures (elles sont déplaçables) sont peu à peu écartées jusqu'à apparition de déformations du revêtement de l'aile. Les charges correspondent à  $4g$  et sont déterminées en différents points de l'envergure (la charge varie en fonction de la répartition de la portance en envergure). Nous pouvons ainsi définir l'écartement optimum des nervures en différents points de l'envergure.



### Résultats

L'écartement de nos nervures varie de 150 à 250 mm avec une épaisseur de revêtement de 0,5 mm (aluminium).

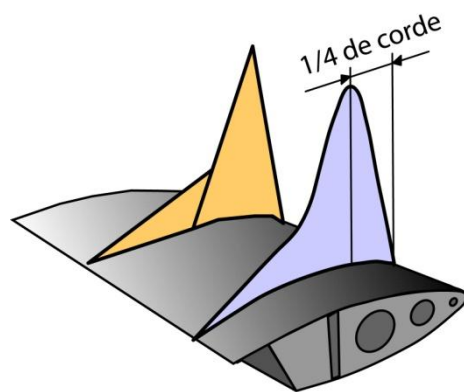
### Conclusion

Cet essai est légèrement biaisé dans la mesure où les efforts appliqués le sont vers le revêtement de l'aile, c'est-à-dire à l'inverse de la réalité (dépression). Ceci associé à une instabilité marquée des revêtements fins à la compression, notre pas de nervures conduit certainement à un surdimensionnement sensible de l'aile (nombre de nervures).

## 3 4- RESISTANCE DES NERVURES

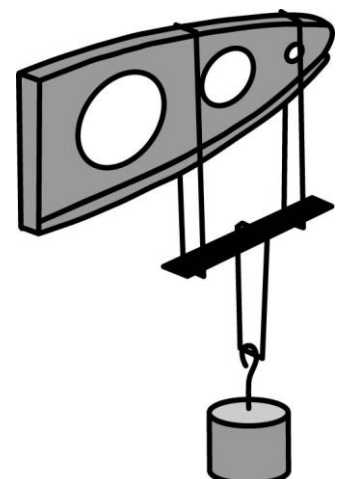
### Objectifs de l'essai

Définir les trous et renforts optimums pour obtenir une nervure de résistance suffisante sous charge maximum.



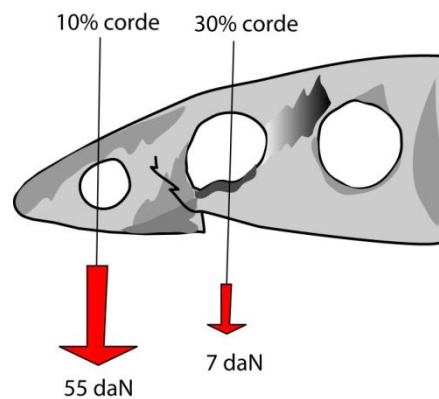
### 3 4 2- Dispositif d'essais

Système de palonnier permettant de reproduire une répartition de charge conforme à la réalité. La nervure est supposée encastrée dans sa partie droite verticale.



## Processus expérimental

Chargement jusqu'à l'effondrement de la nervure :

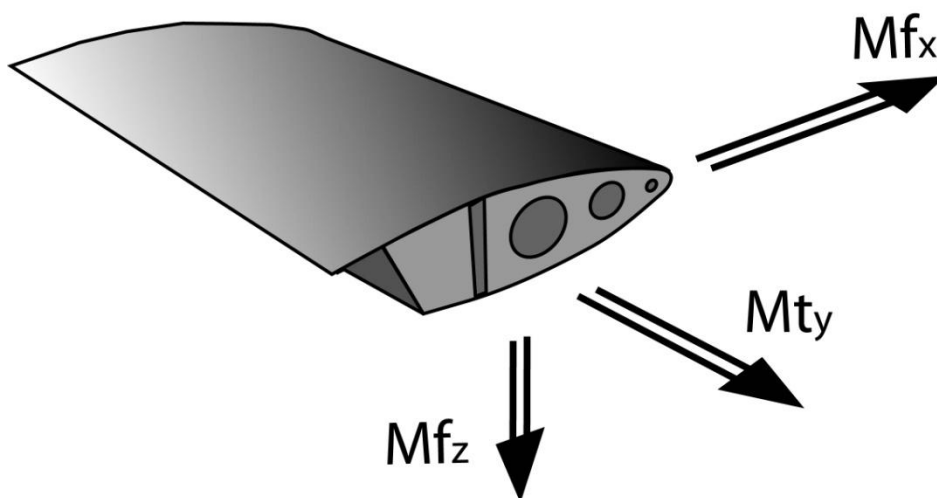


## Résultats

Les trous doivent être combinés avec des gaufrages verticaux rigidifiant les nervures.

## Conclusion

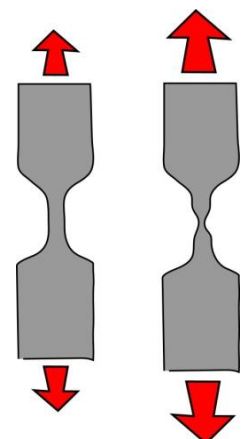
Cet essai permet de trouver une configuration optimum de trous et de gaufrages, toutefois, une nervure ne peut pas être totalement assimilée à une poutre encastree. La nervure étant plutôt un élément de stabilisation de l'ensemble de l'aile sous efforts combinés : moment de torsion et moments fléchissants.



## 3 5- CARACTERISTIQUES MECANQUES DE DIFFERENTS MATERIAUX

### Limite élastique d'un matériau

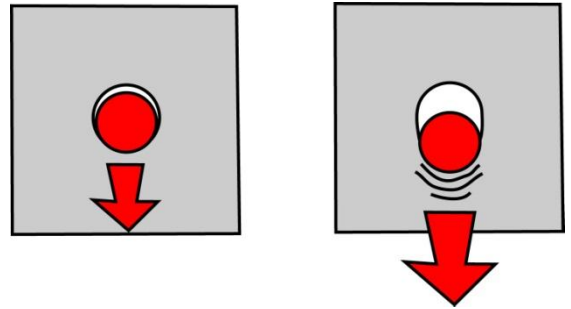
A noter que le domaine élastique se caractérise par la proportionnalité effort / déplacement.



## Caractéristiques des contre-plaqué

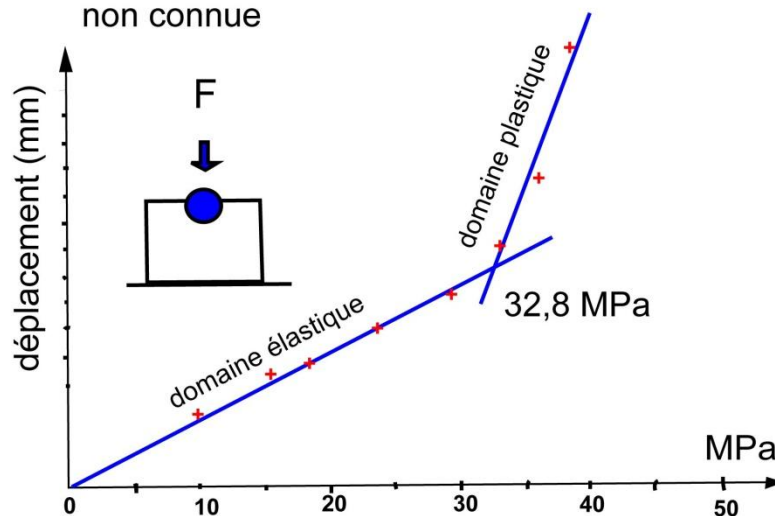
Les limites au matage sont comprises entre 30 à 40 MPa suivant le type de contreplaqué (nature, nombre de plis...).

Cisaillement : 13 à 16 MPa.



Exemple :

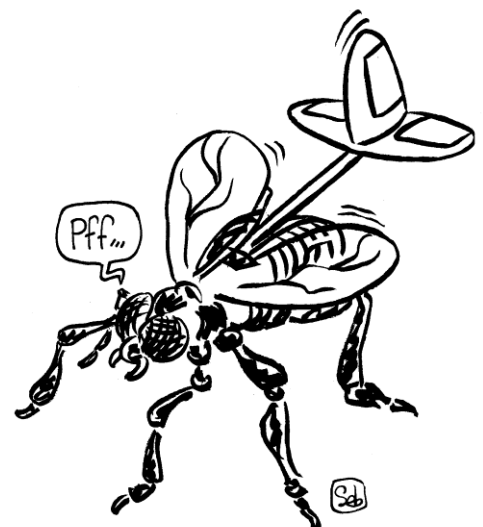
Contreplaqué marine ép. 18 mm, 10 couches, mauvaise qualité, axe 20mm; qualité de l'ajustement non connue



La pression, en abscisses, est déterminée comme suit : effort / surface (diamètre x longueur axe).

## 4- CONCLUSION

Les micros essais permettent de garantir la validité du modèle virtuel ayant servi à l'élaboration de l'avion concerné. Cette phase est donc vitale pour un projet aéronautique sur le plan du rendement de l'aéronef, de sa sécurité et de sa durabilité. En ce sens, les micro-essais contribuent fortement à la sécurité des utilisateurs et à la confiance du constructeur dans son développement.



*L'expérimentation a ses limites:  
Rien ne sert de martyriser les mouches...*