



Cursus Master Ingénierie
Aéronautique Transports et
Énergétique (CMI ATE)

Diagnosics en vol de l'avion CMI-ATE

**In-flight diagnostics of the
CMI-ATE aircraft**



Sommaire

1 Introduction

2- Rappels sur la couche limite / Reminders on the boundary layer

3- Analyse de la couche limite / Boundary layer analysis

4- Exemple d'exploitation de données récupérées par télémétrie / Example operating data retrieved by telemetry

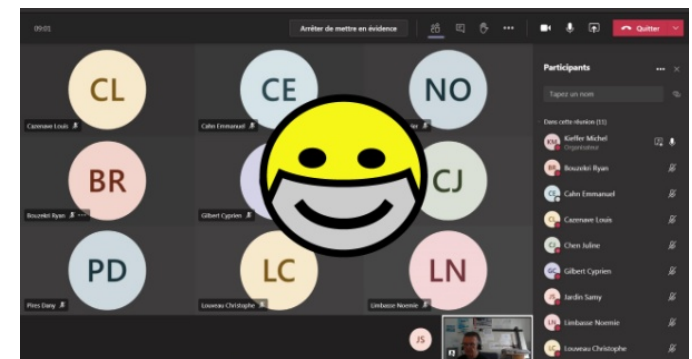
5- Conclusion / Conclusion

1- Introduction

Il s'agit d'imaginer une gamme d'avions sans pilotes respectant les points clés de la réglementation aéronautique C23 niveau 1.

Le premier avion a été conçu à distance et lors de stages de mars à septembre 2020 : définition des caractéristiques, conception de la cellule, propulsion, gestion de l'énergie, essais au sol, essais en vol, diagnostics aérodynamiques et recherche de solutions correctives...

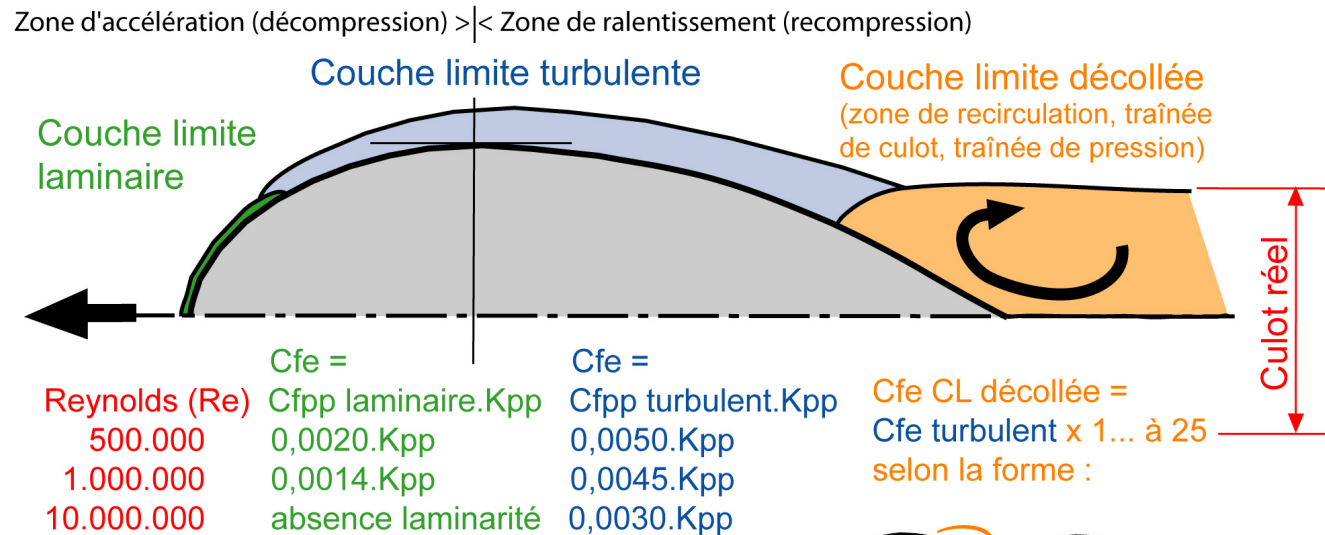
This is to imagine a range of unmanned aircraft meeting the key points of the aviation regulations C23 level 1. The first aircraft was designed remotely and during internships from March to September 2020: definition of characteristics, airframe design, propulsion, energy management, ground tests, flight tests, aerodynamic diagnostics and search for corrective solutions.



2- Rappels sur la couche limite / Reminders on the boundary layer

The different states of the boundary layer

Les différents états de la couche limite sur un corps profilé (cf. cours sur la couche limite) :



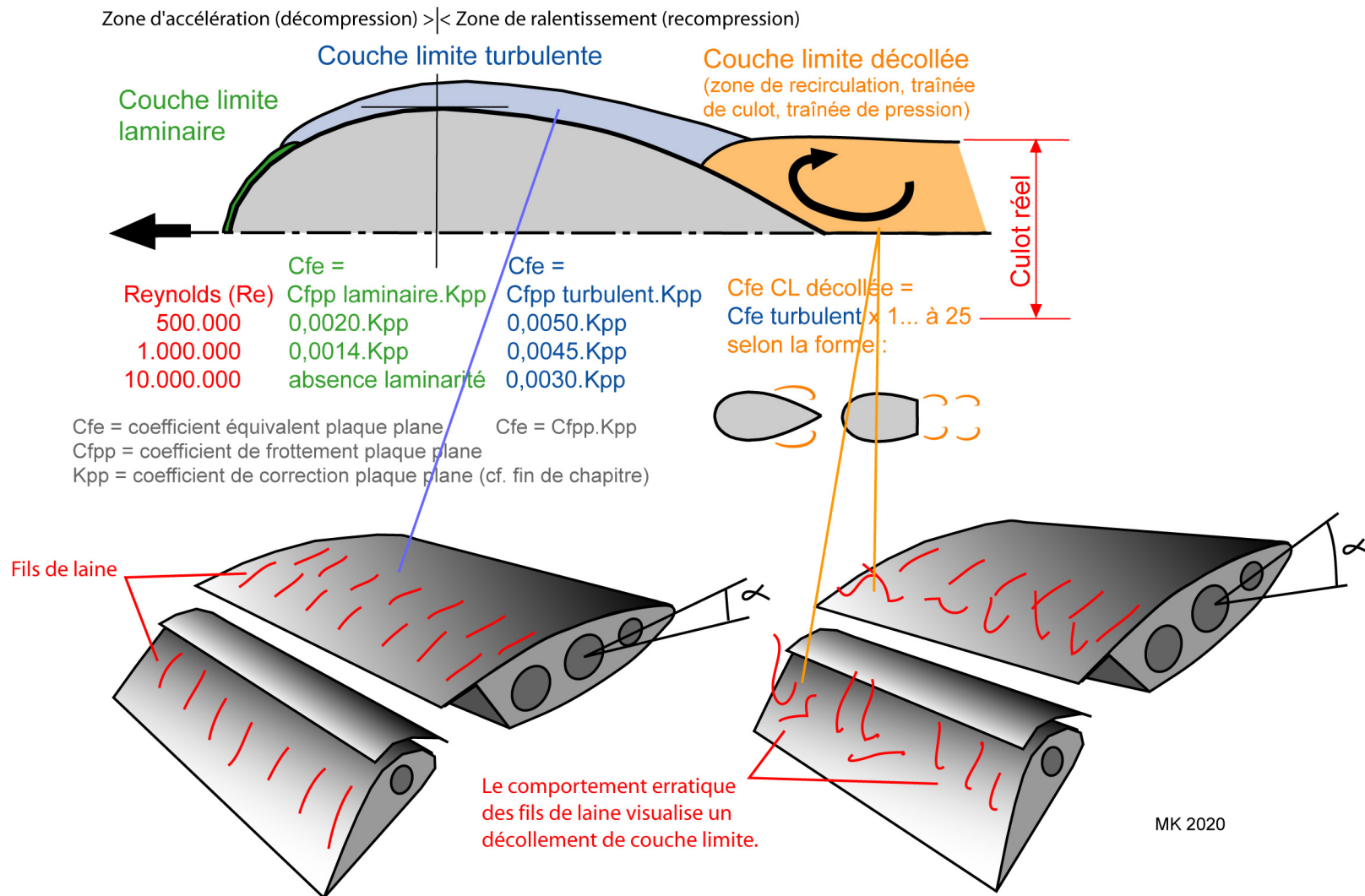
Cfe = coefficient équivalent plaque plane Cfe = Cfpp.Kpp
 Cfpp = coefficient de frottement plaque plane
 Kpp = coefficient de correction plaque plane (cf. fin de chapitre)



Nous constatons qu'il faut tout faire pour éviter les décollements de couche limite. Un décollement de couche limite est toutefois inévitable lorsqu'un profil d'aile se trouve à son incidence maximale (cf. cours sur la portance).

Diagnostics avec des fils de laine / Diagnostics with woolen threads

Un des moyens de diagnostic, les fils de laine :

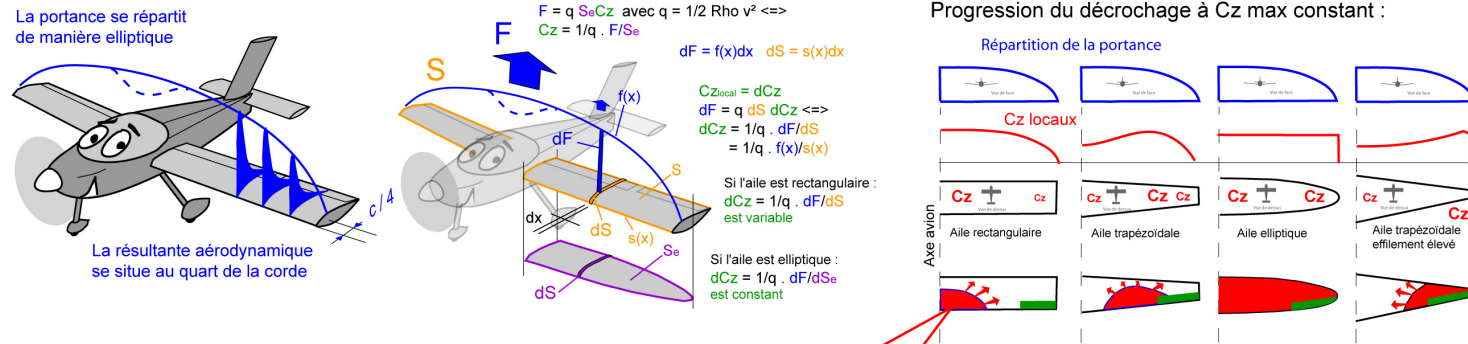


3- Analyse de la couche limite / Boundary layer analysis

3 1- Couche limite en début de décrochage / Boundary layer at the start of stall

Analyse de la couche limite (CL) en début de décrochage :

Décrochage = décollement de CL conduisant à une perte de portance pouvant conduire à une perte de contrôle de l'avion.



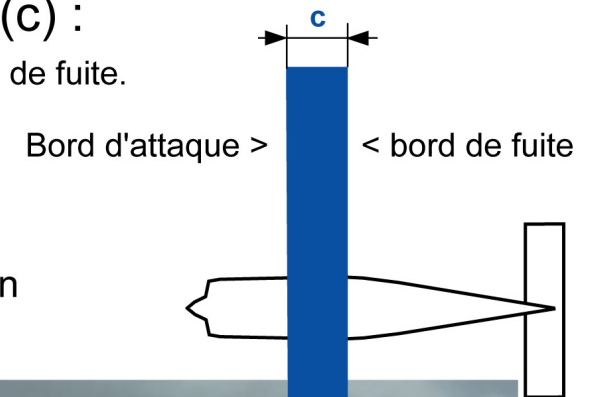
Nous constatons une progression du décrochage de l'axe de l'avion vers les extrémités, ce qui est propre aux ailes rectangulaires. Un tel décrochage est progressif et prévenant. Ceci est un facteur de sécurité quant au comportement de l'avion en début de décrochage : le contrôle en roulis est préservé (cf. cours sur la portance).

3 2- Progression du décrochage selon la corde de l'aile / Progression of the stall according to the chord of the wing

Analyse de la progression du décrochage selon la corde (c) :

Corde (c) = largeur de l'aile vu de dessus = distance entre le bord d'attaque et le bord de fuite.

Nous constatons une progression du décrochage du bord de fuite vers le bord d'attaque, et non pas l'inverse. Un décrochage de bord de fuite est progressif et prévenant. Ceci est un facteur de sécurité quant au comportement de l'avion en début de décrochage : le contrôle en roulis est préservé (cf. cours sur la portance).

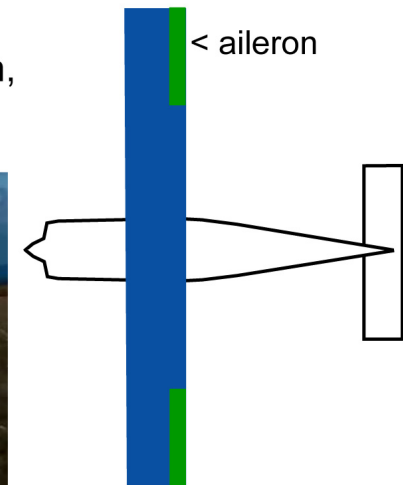


Le type de décrochage, décrochage de bord de fuite ou de bord d'attaque, dépend du profil (cf. cours sur la portance).

3 3- Décrochage au niveau des ailerons / Aileron stall (1/2)

Analyse du décrochage au niveau des ailerons (1/2) :

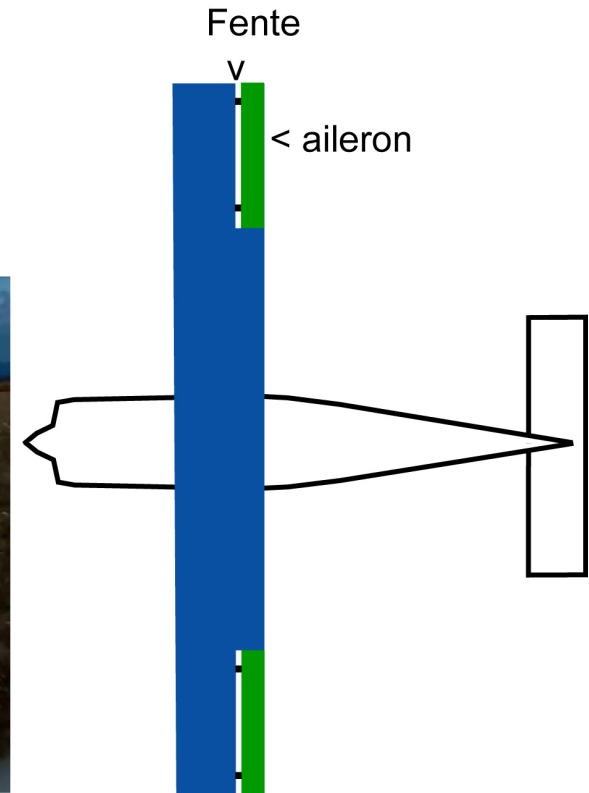
L'aileron ci-dessous est incliné vers le bas et l'aile est proche de son incidence maximale. Ceci conduit à une augmentation locale de l'incidence, au niveau de l'aileron, donc à un décollement de la couche limite tel qu'illustré sur la photo ci-dessous :



3 4- Décrochage au niveau des ailerons / Aileron stall (2/2)

Analyse du décrochage au niveau des ailerons (2/2) :

Ce décollement peut avoir pour autre cause la fente entre l'aileron et l'aile.
L'articulation de l'aileron est réalisée avec deux charnières sans étanchéité pour des questions de simplicité. Une telle fente réduit l'efficacité des ailerons (de l'ordre de 20 à 30%). L'efficacité des ailerons reste toutefois suffisante après analyse du comportement de l'avion en vol.



3 5- Analyse de la couche limite / **Boundary layer analysis**

Analyse de la couche limite au niveau de l'arrière du fuselage :

Nous ne constatons pas de décollements de CL significatifs. Toutefois nous pourrions envisager de mettre en place des turbulateurs dans la partie inférieure du fuselage.



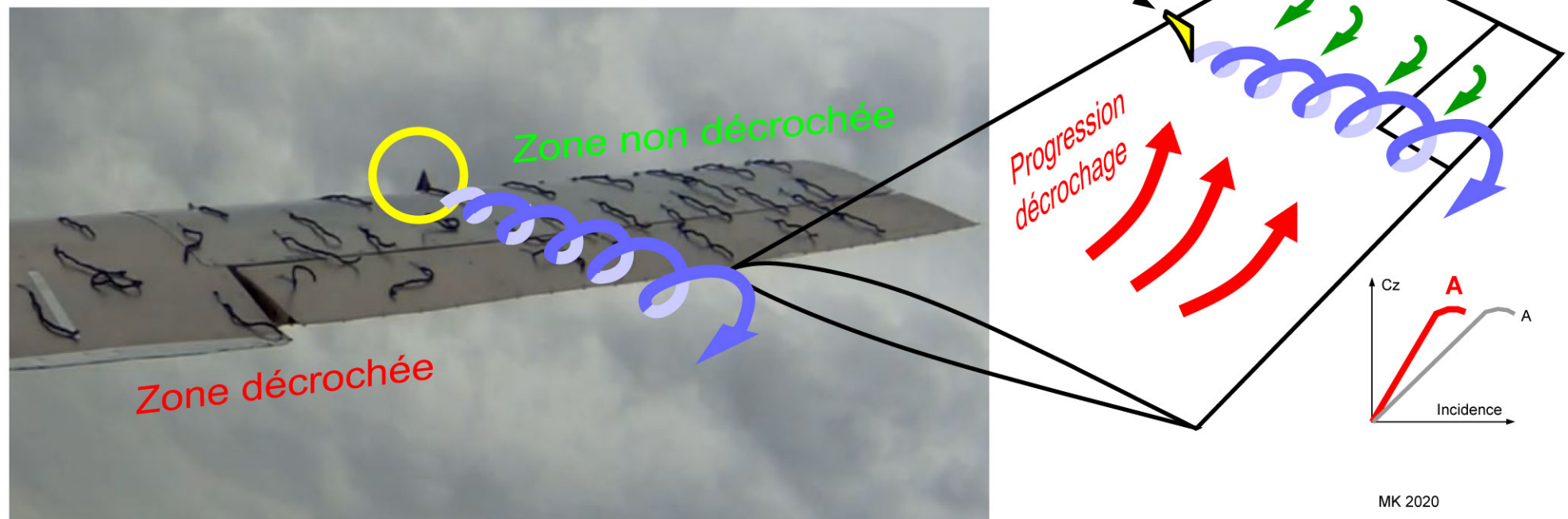
3 6- Générateur de tourbillon / Vortex generator

Générateur de tourbillon :

Ce dispositif :

- ralentit la progression du décrochage vers les ailerons ;
- réduit en partie l'allongement de l'extrémité de l'aile avec pour effet un décrochage à des incidences plus élevées dans la zone des ailerons.

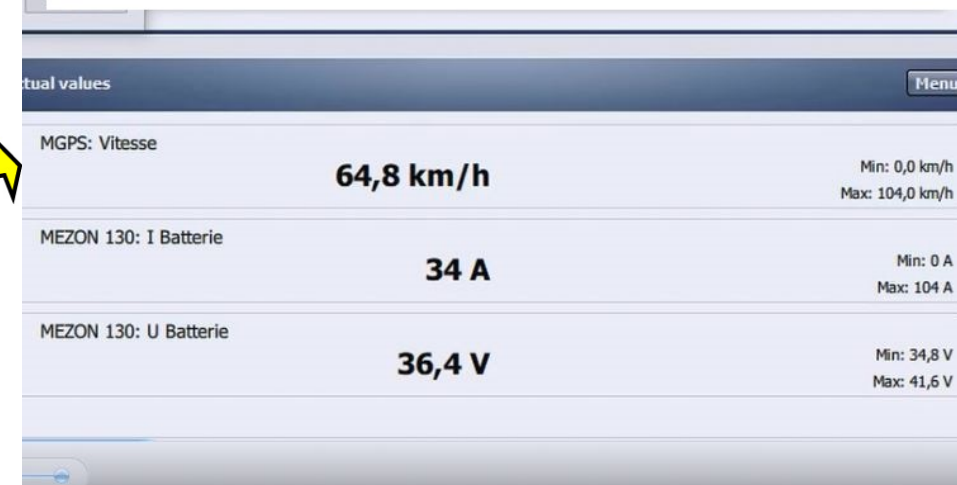
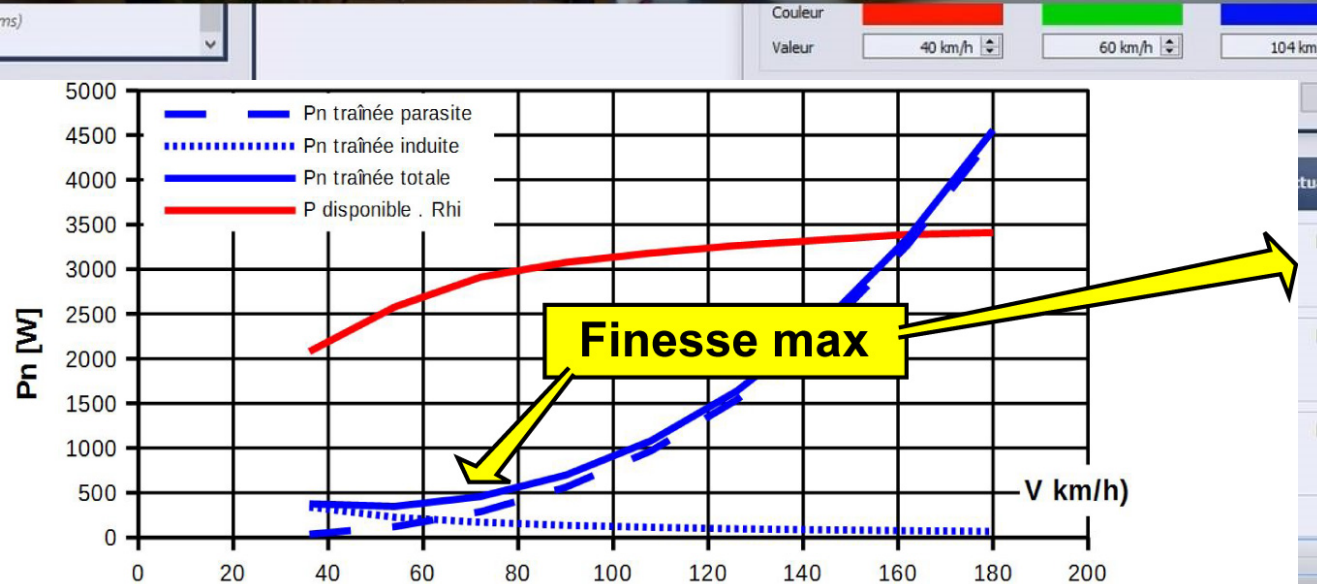
Ceci préserve le contrôle en roulis de l'avion.



4- Exemple d'exploitation de données récupérées par télémétrie / Example operating data retrieved by telemetry



Recherche de la puissance à la vitesse de finesse max



Nous constatons que la puissance à la vitesse de max est de 1200 W pour une puissance prévue de 650 W. Cette différence peut avoir plusieurs causes :

- Cxo trop élevé => caréner les composants suivants : lame et jambes du train principal, tube de train avant, roues...
- Rhi trop faible => déterminer plus précisément le rendement de propulsion ;
- imprécision mesure de la vitesse => installer une sonde pitot et vérifier sa précision à l'aide du GPS (parcours dans les deux sens et dans l'axe du vent) ;
- absence de mesure de la Vz => s'assurer que $V_z = 0$ avec le GPS.

We note that the power at the maximum speed is 1200 W for an expected power of 650 W. This difference can have several causes:

- Cxo too high => profile the following components: main gear, front wheel tube , wheels ...
- installed propeller efficiency too low => more precisely determine the propulsion efficiency;
- speed measurement inaccuracy => install a pitot probe and check its accuracy using the GPS (course in both directions and in the axis of the wind);
- no measurement of the Vz => make sure that $V_z = 0$ with the GPS.

5- Conclusion / Conclusion

Les diagnostics en vol sont indispensables pour définir le niveau de corrélation entre calculs et réalités et, en cas de différences significatives, en déduire les modifications à réaliser.

Flight diagnostics are essential to define the level of correlation between calculation and reality and, in case of significant differences, deduce the modifications to be made.