

**ECOLE D'INGENIEURS DES
SCIENCES AEROSPATIALES**



Département

« COMMANDE DES SYSTEMES »



MINI-PROJET N°1

Conduite du Vol de Aéronefs
Module SE931 (C51)

Cours de M. COUGNON Jean-Louis

(Edition 2021 - 2022)

1. Présentation

1.1. Chaîne de commande de vol d'un avion de combat

Pour assurer la transmission des ordres émis par le pilote vers les gouvernes aérodynamiques, l'avion est équipé d'une **chaîne de commande de vol**.

Suivant les actions, cette chaîne purement mécanique peut avoir une possibilité de fonctionnement électrique ou encore elle peut être complètement électrique.

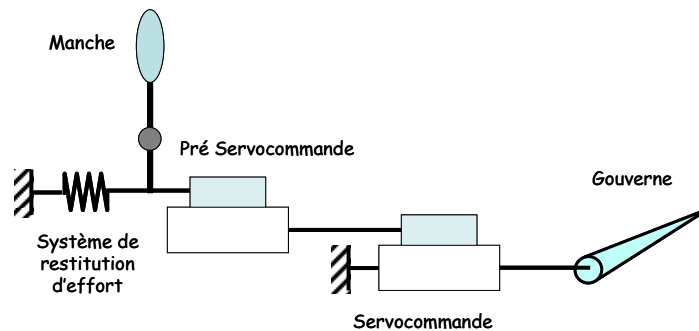


Figure 1 : Chaîne mécanique

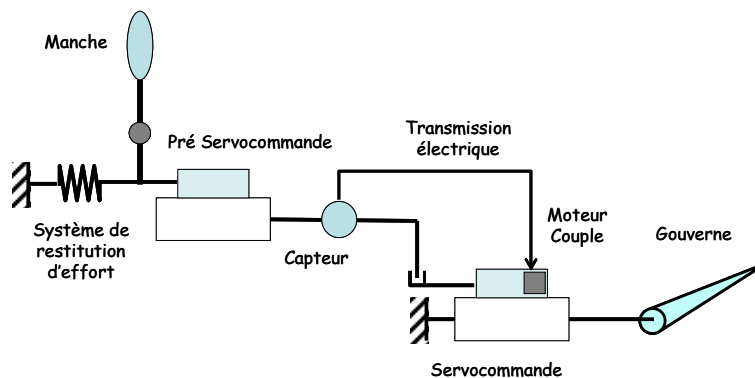


Figure 2 : Chaîne électrique et mécanique

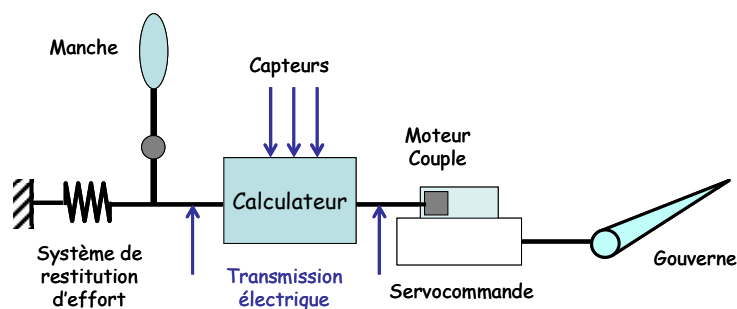


Figure 3 : Chaîne électrique

Dans tous les cas, les fortes puissances sont fournies par les servocommandes hydrauliques. L'évolution technologique a conduit à l'adoption de commandes de vol électriques. La transmission électrique offre la possibilité d'inclure des retours capteurs et de créer des boucles de commandes en vue d'améliorer les performances de l'avion.

On adjoint souvent un amortisseur de tangage (et de lacet) pour améliorer les qualités de vol

de l'avion. Ce dispositif ajoute ses ordres à ceux du pilote. Cette sommation peut se faire soit au niveau de la chaîne de commande (MIRAGE 2000), soit aérodynamiquement (MIRAGE III), l'amortisseur actionnant ses propres gouvernes.

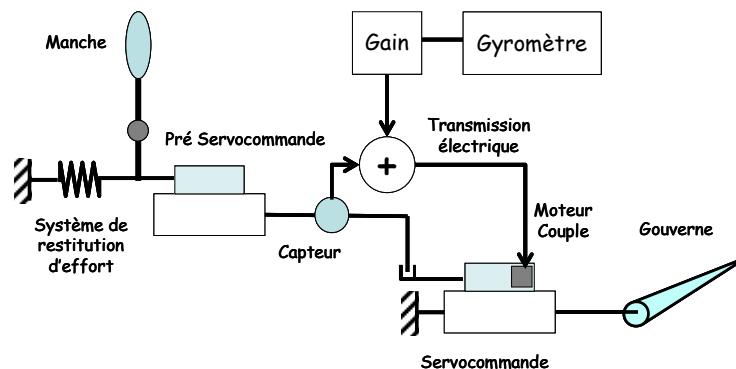


Figure 4 : Amortisseur intégré à la chaîne de commande

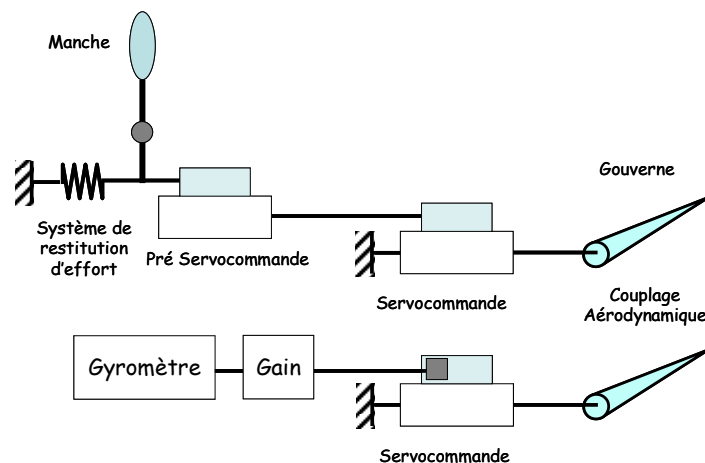


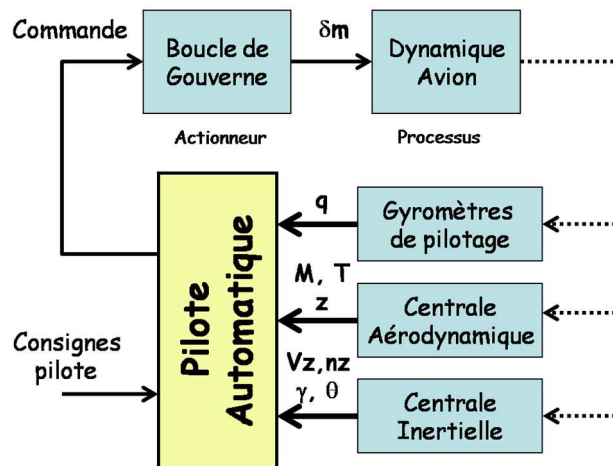
Figure 5 : Couplage aérodynamique (Mirage III)

En pilotage manuel, l'organe de commande est le pilote. Il peut être remplacé à sa volonté par un système qui assure certaines de ses fonctions : **le Pilote Automatique**.

1.2. Avion de combat et pilote automatique

Les avions modernes se caractérisent par leur système de navigation et d'armement (SNA) de plus en plus performant, mais corrélativement de plus en plus complexe.

Or, la réalisation d'une mission opérationnelle dépend en grande partie des possibilités offertes au pilote pour gérer son système d'armes afin d'en exploiter les multiples ressources. Ainsi dans certaines phases cruciales de la mission, l'attention du pilote, en particulier sur les avions monoplaces, est sollicitée simultanément par la navigation, la préparation des armements, l'analyse des informations radar, la mise en oeuvre des dispositifs de contre-mesure... et il ne lui est plus possible de se consacrer suffisamment au simple pilotage dont il doit pouvoir se libérer totalement et en toute confiance au profit du pilote automatique (**PA**).



Le PA doit être conçu de façon à assurer non seulement la conduite du vol mais également sa sécurité en mode automatique. Le pilotage d'un avion de combat se caractérise par des évolutions variées et imprévues (aléatoires). Le pilote peut, en effet, se trouver confronté à des situations auxquelles il doit faire face instantanément (obstacle à éviter en basse altitude (BA), menace sol ou aérienne inopinée...). Il est donc essentiel, si les circonstances l'exigent, qu'il dispose de moyens pour reprendre sans délai le contrôle de l'avion et que, par ailleurs, il puisse spontanément abandonner la conduite de son avion au PA. L'interface homme-machine doit permettre de telles transitions le plus naturellement possible. Si le PA n'est pas capable d'interpréter les intentions du pilote, il peut poursuivre la manœuvre amorcée manuellement.

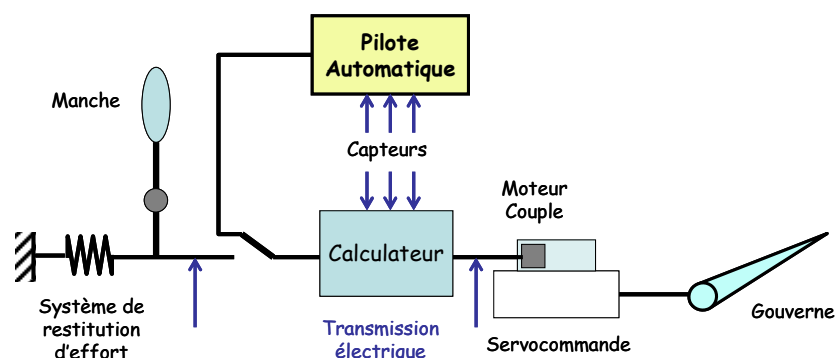
Ainsi, une mise en montée peut s'effectuer de la façon suivante :

- l'avion vole en palier,
- le pilote tire sur le manche afin d'obtenir une pente permettant une montée à vitesse ascensionnelle donnée (par cette action sur le manche, il comprime une gâchette qui déconnecte le PA),
- le pilote lâche les commandes, donc la gâchette. Le PA est alors connecté ; il poursuit la montée en maintenant l'assiette ou la pente.

Le PA peut encore disposer d'un système de mémorisation des modes, qui lors d'une reprise manuelle du pilotage, continue à observer les évolutions commandées par le pilote. Si elles s'écartent peu des valeurs de consignes fixées antérieurement, le PA est capable de reprendre leur pilotage dès que le pilote lui confie cette tâche.

1.3. Liaison avec les commandes de vol

Cette liaison est explicitée par le schéma ci-dessous.



1.4. Fonctions réalisées par le PA

Dans le cadre de ce mini projet, on n'envisage que **l'étude d'un PA longitudinal** ; aussi nous ne décrirons que les modes liés à ce mouvement.

Outre les fonctions annexes de visualisation et de logique interne, le PA assure des fonctions selon un certain nombre de modes qui dépendent évidemment des nécessités de la mission, mais aussi des capteurs disponibles sur l'avion.

L'amortisseur de tangage peut parfois être inclus dans le PA, bien que son fonctionnement existe même en pilotage manuel (voir § 1.1.).

Si l'avion est uniquement doté d'une centrale d'attitude (centrale gyroscopique classique), le mode de base est une tenue d'assiette. Si maintenant une centrale inertielle équipe l'avion, le PA est en mesure d'assurer une tenue de pente.

Le mode supérieur généralement utilisé est la tenue d'altitude. Il permet la capture et la tenue de l'altitude que l'avion avait au moment de la connexion du PA. On peut encore faire appel au mode altitude affichée qui permet l'acquisition d'une altitude de consigne préaffichée.

Le PA est équipé d'un système de sécurité dont l'objectif est de réduire la probabilité d'occurrence de pannes dangereuses au niveau de 10^{-7} par heure de vol. A l'occasion d'une défaillance, ce système assure :

- la détection de la panne proprement dite, ou de ses effets (valeur maximale de paramètres),
- la mise hors service du PA,
- la signalisation de l'état du PA.

Paradoxalement, lors de la conception d'un PA, les problèmes les plus complexes ne concernent pas toujours le pilotage lui-même, mais bien souvent le système de sécurité associé.

1.5. Mini projet de pilote automatique

Dans le mini projet proposé, il s'agit d'étudier les qualités de vol d'un avion de combat et d'adapter à cet avion un système de pilotage automatique.

Pour mener à bien cette étude, on dispose :

- des caractéristiques aérodynamiques d'un avion « delta » (type MIRAGE III),
- des caractéristiques des organes de commande et des capteurs,
- d'un logiciel de calcul et de simulation (MATLAB, Simulink).

Normalement, l'étude devrait porter sur l'ensemble du domaine de vol pour obtenir une définition complète du système. Mais, faute de temps, on limitera les calculs à 1 point de vol.

2. Spécifications et performances

2.1. Hypothèses

Confer le chapitre 6 du cours.

2.2. Caractéristiques des actionneurs

La transmittance de l'ensemble timonerie, servocommande qui constitue la boucle de gouverne de profondeur est assimilable à un filtre du second ordre de fréquence propre non amortie égale à 4 Hz et de coefficient d'amortissement égal 0,7.

2.3. Caractéristiques des capteurs

Les mesures d'assiette et de pente sont réalisées par la centrale inertielle. La mesure de la vitesse de tangage q est faite par le gyromètre de pilotage. Elles sont affectées par des constantes de temps qui peuvent être négligées.

La mesure de l'altitude z , pour le mode tenue d'altitude, est en revanche réalisée par un capteur aérodynamique dont la transmittance est assimilable à un système du 1^{er} ordre de constante de temps égale à 0,2 seconde. Ceci est dû au temps nécessaire afin que la pression s'établisse dans les tuyauteries.

2.4. Performances attendues du système

Confer les chapitres 3, 4 et 5 du cours.

3. Etude du système de pilotage

Confer les indications du chapitre 7 du cours.

4. Caractéristiques aérodynamiques

4.1. Conventions et notations

Ce sont celles généralement utilisées dans les cours de mécanique du vol (à vérifier).

4.2. Eléments de référence

Confer le chapitre 6 du cours.

On supposera que l'axe principal d'inertie est confondu avec l'axe transversal de l'avion et que l'axe de poussée est confondu avec l'axe avion.

4.3. Coef. aérodynamiques et données complémentaires

Les planches en annexes donnent les différentes courbes permettant le calcul des coefficients aérodynamiques de l'avion pour le point de vol considéré.

▪ **Annexe 1 :**

C_{zm} en fonction du Mach

La valeur du braquage équilibré δ_m^* , à portance nulle, en fonction du Mach.

▪ **Annexe 2 :**

$C_{z\alpha}$ en fonction du Mach (par radian)

L'incidence de portance nulle (α_0^{**}) en fonction du Mach.

▪ **Annexe 3 :**

La valeur du coefficient C_{mq} en fonction du Mach.

▪ **Annexe 4 :**

La loi $\rho(z)$ en atmosphère standard.

▪ **Annexe 5 :**

Les coefficients C_{x0} et k de la polaire équilibrée en fonction du Mach.

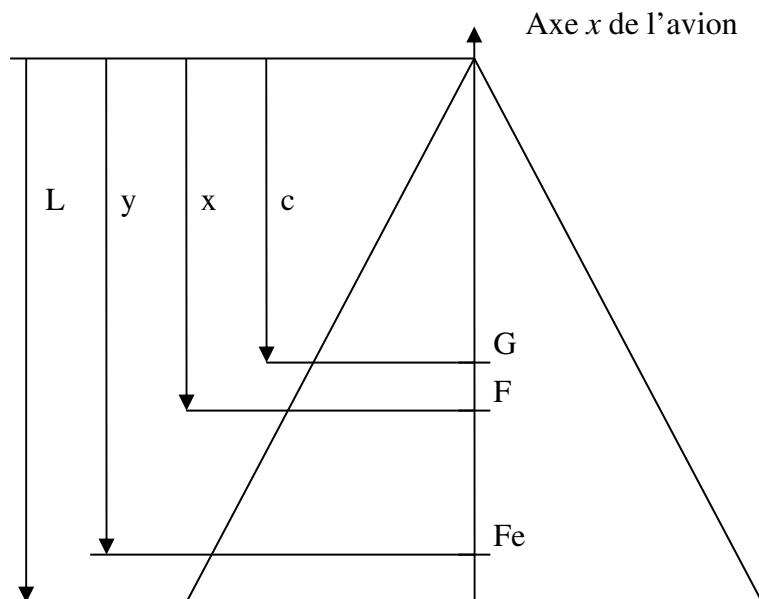
▪ **Annexe 6 :**

La position du foyer en fonction du Mach : $X_M = f(M)$.

La position du centre de poussée des élevons à partir du sommet représentant l'aile, rapportée à la corde de symétrie : $Y_M = f(M)$.

Pour une voilure delta : $l = 2/3 L$

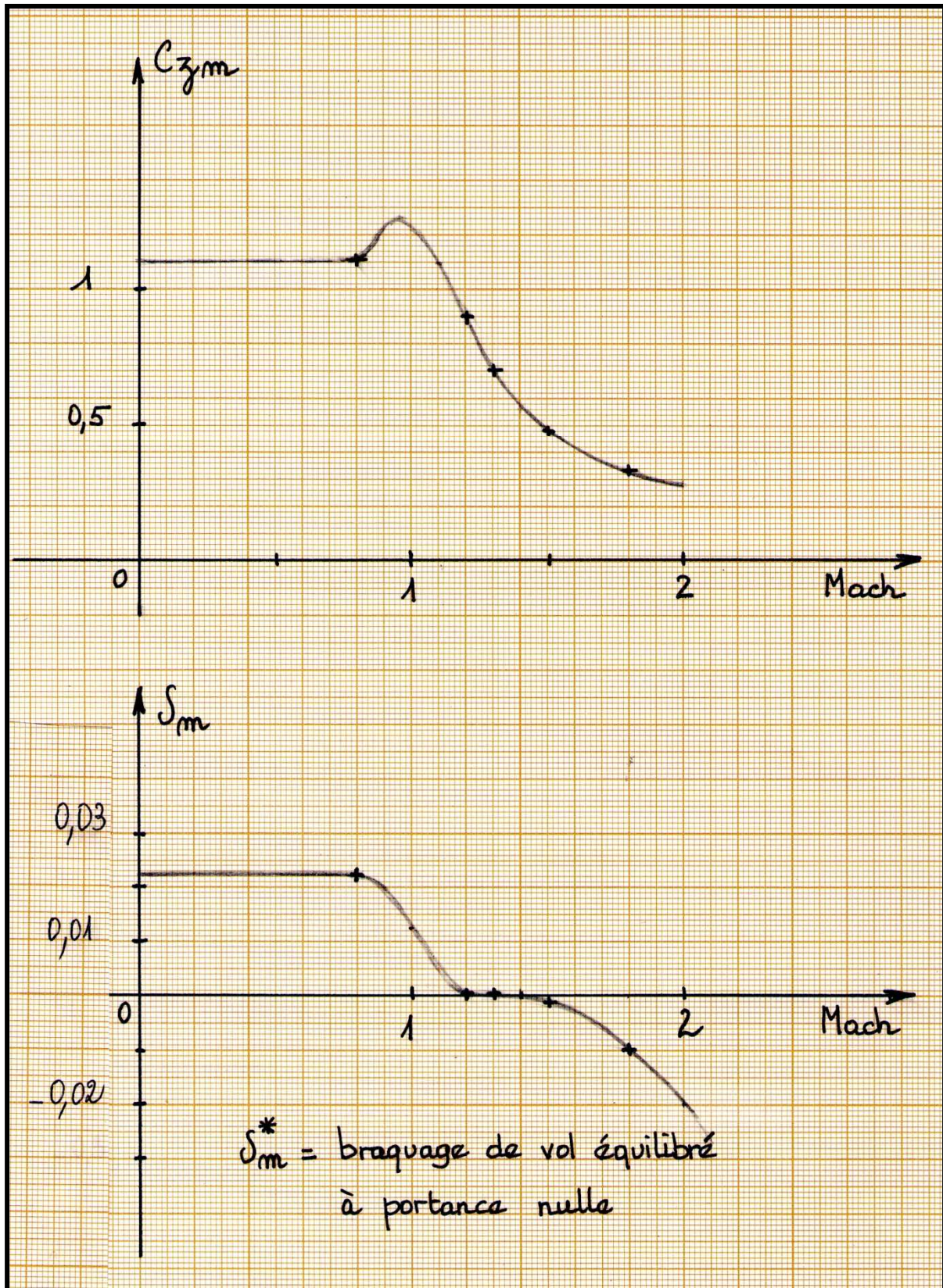
Centrage : $C = c/L$, $X = x/L$, $Y = y/L$



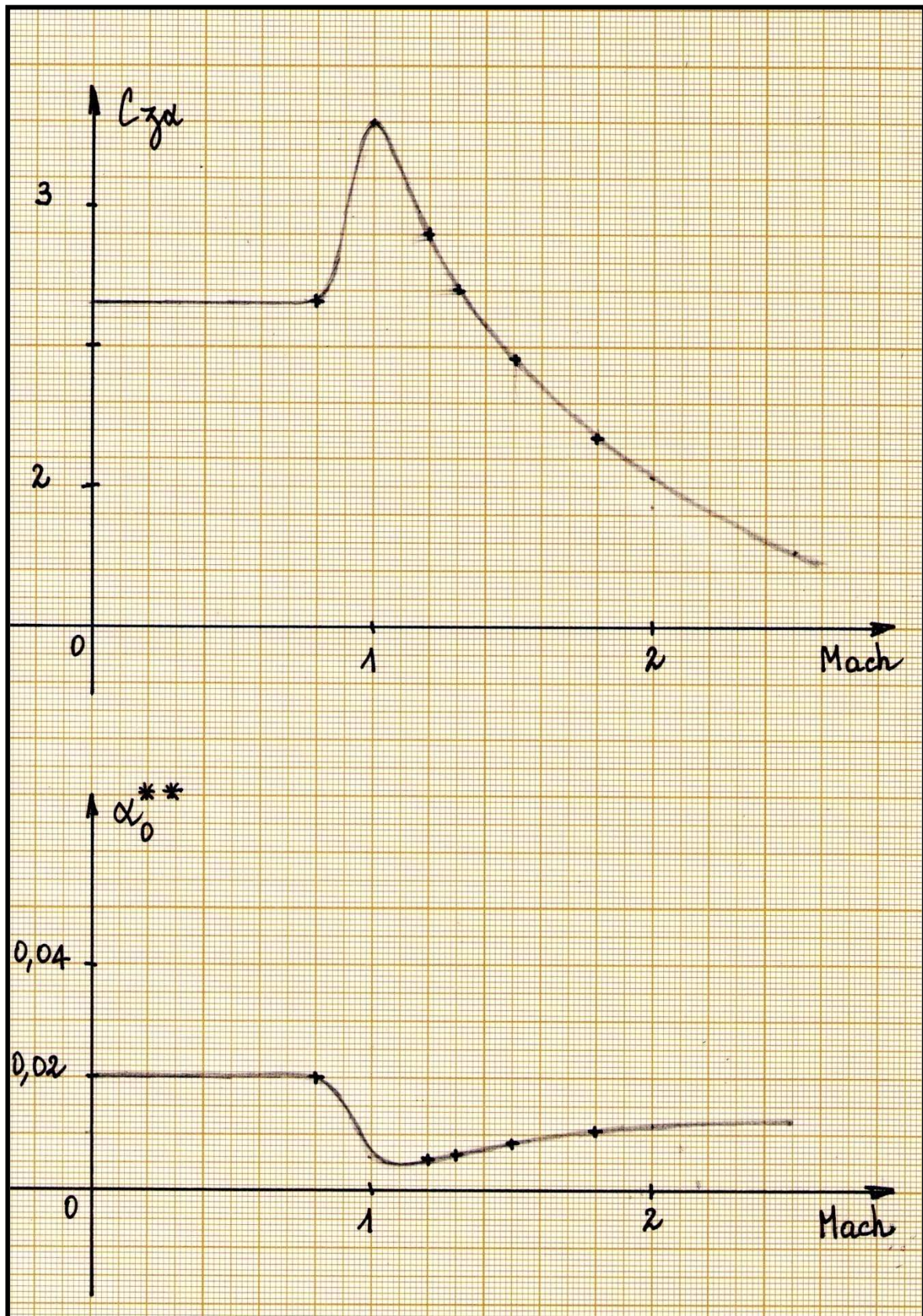
Dossier aérodynamique

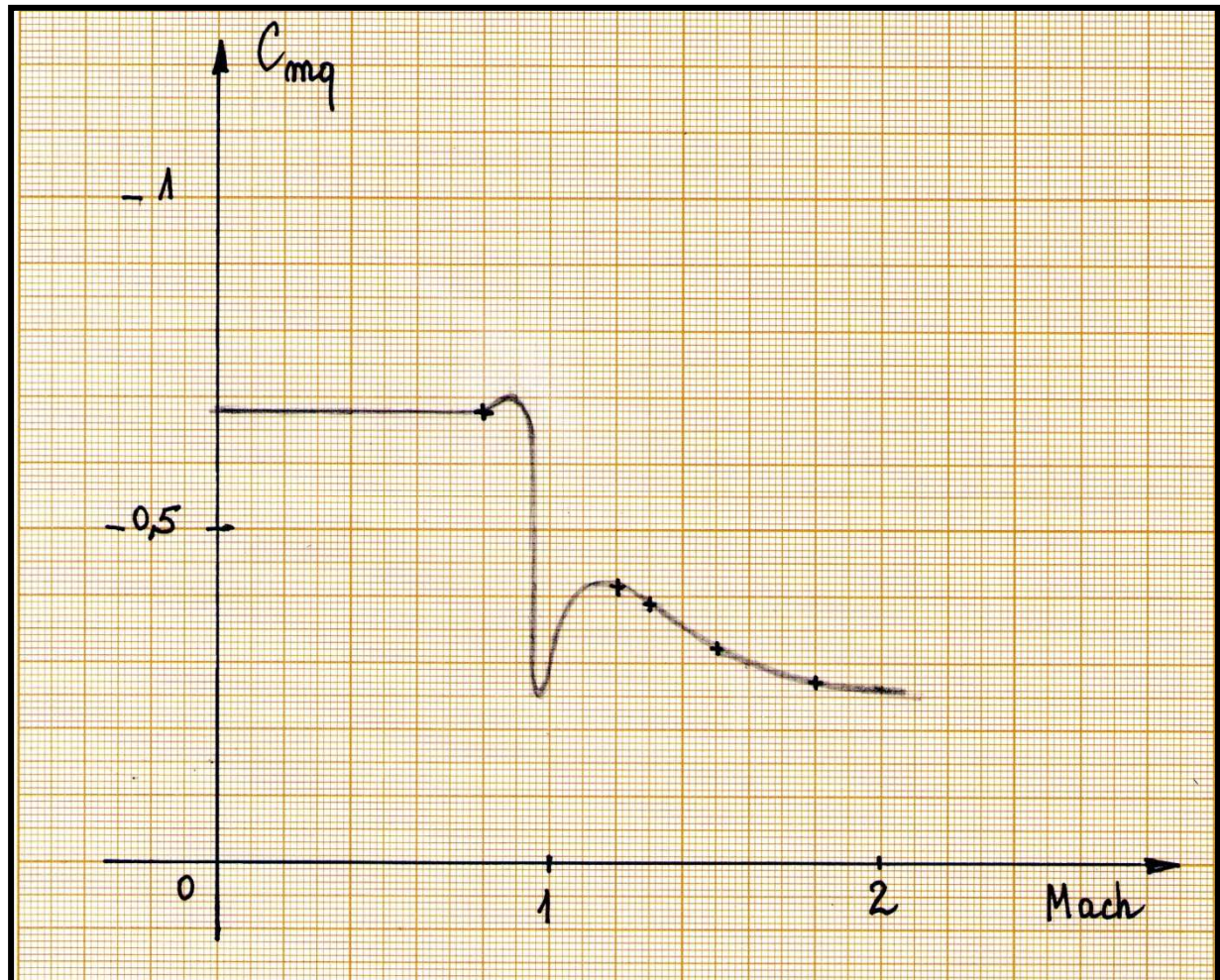
Annexes 1 à 6

ANNEXE 1

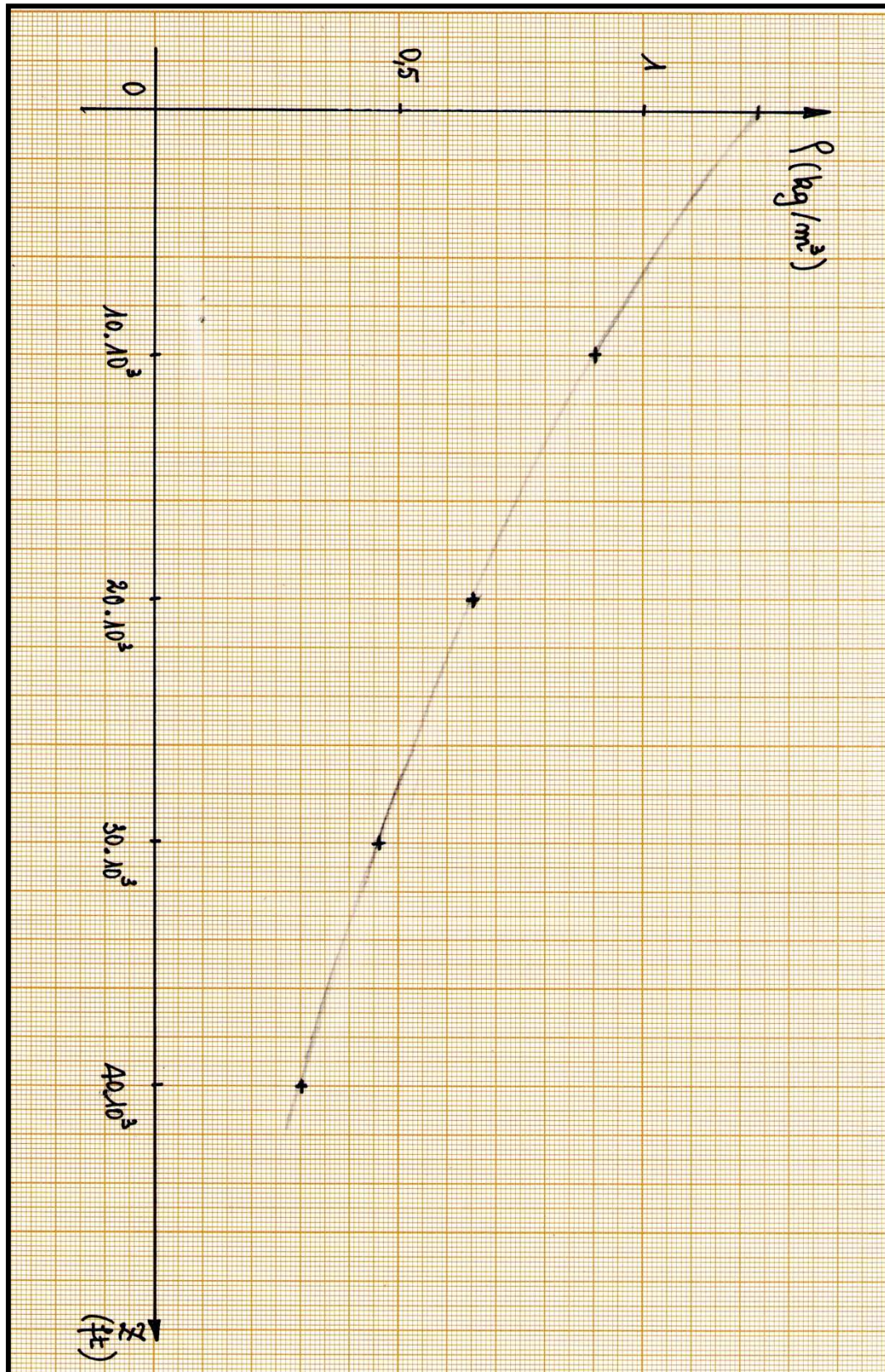


ANNEXE 2

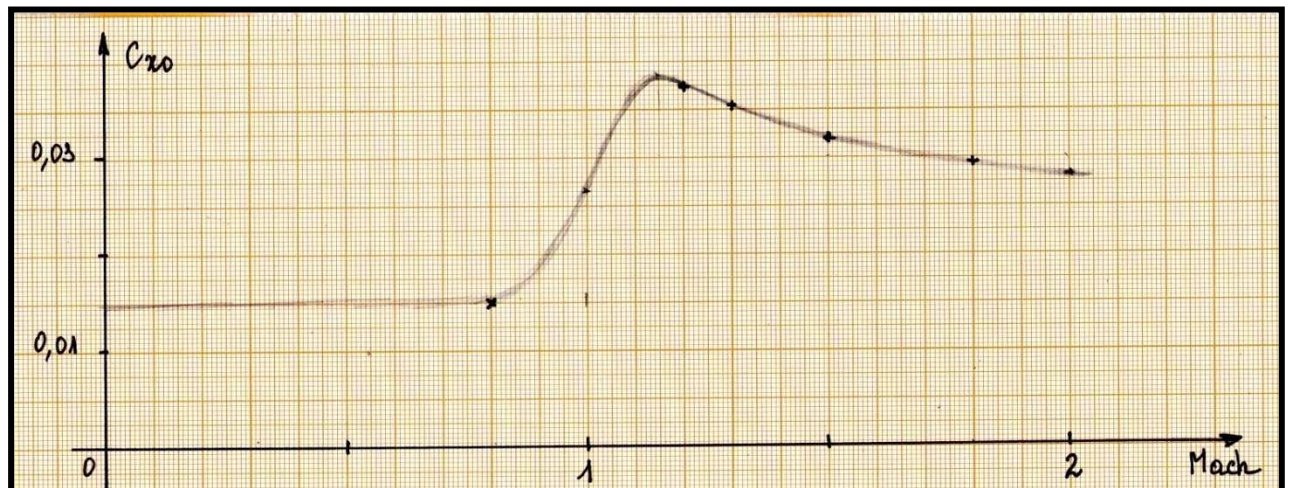
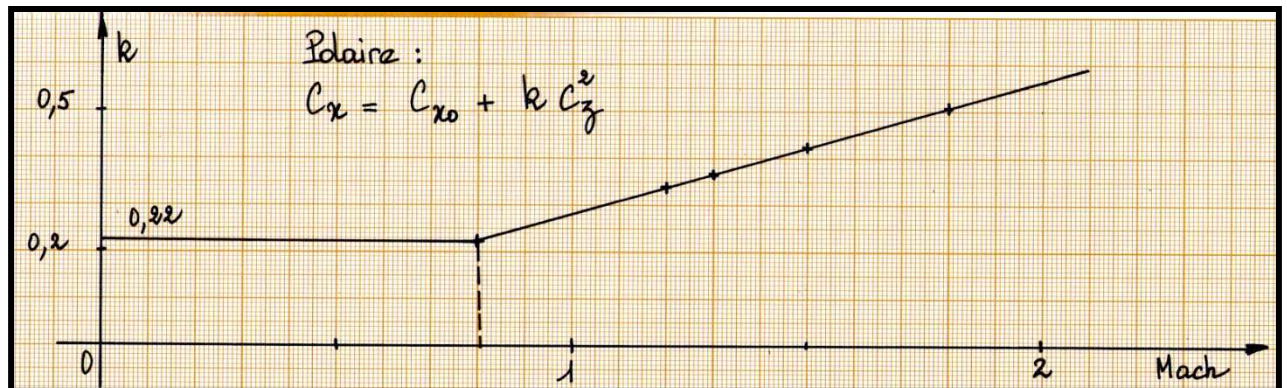


ANNEXE 3

ANNEXE 4



ANNEXE 5



ANNEXE 6

